

**ANÁLISIS MEDIANTE DINÁMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONALES DE UN
PERFIL AERODINÁMICO PARA UN VEHÍCULO TIPO FÓRMULA SAE**

DIEGO FERNANDO FLÓREZ TRUJILLO

**UNIVERSIDAD TECNOLÓGICA DE PEREIRA
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA
PEREIRA**

2020

**ANÁLISIS MEDIANTE DINÁMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONALES DE UN
PERFIL AERODINÁMICO PARA UN VEHÍCULO TIPO FÓRMULA SAE**

DIEGO FERNANDO FLÓREZ TRUJILLO

Modalidad:

TRABAJO DE INVESTIGACIÓN FORMATIVA

Director del proyecto:

CARLOS ANDRÉS MESA MONTOYA

Ingeniero mecánico, M. Sc.

UNIVERSIDAD TECNOLÓGICA DE PEREIRA

FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA

PEREIRA

2020

CONTENIDO

	pág.
INTRODUCCIÓN	10
PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	11
OBJETIVOS	12
OBJETIVO GENERAL	
OBJETIVOS ESPECÍFICOS	
ESTRUCTURA DEL TRABAJO DE GRADO	13
1. INTRODUCCIÓN A LOS CONCEPTOS DE AERODINÁMICA EN	14
ALERONES PARA UN VEHÍCULO FSAE	
1.1 DOWNFORCE	14
1.2 DRAG FORCE	15
1.3 COEFICIENTES DE SUSTENTACIÓN C_L Y ARRASTRE C_D	16
1.4 TEORIA DE LOS PERFILES ALARES	18
1.5 CAPA LÍMITE	21
1.6 EFECTO SUELO Y VENTURI	22
1.7 DISTRIBUCIÓN DE PESO	24
1.8 ALERÓN FRONTAL	26
1.8.1 Endplates	27
1.8.2 Footplates	29
1.9 ALERÓN TRASERO	31
1.9.1 Gurney Flap	33
2. PROCESO DE SIMULACIÓN COMPUTACIONAL DE LOS PERFILES	35
ALARES EN 2D Y 3D	
2.1 PREPROCESAMIENTO	36
2.1.1 Concepciones del diseño	36
2.1.2 Limpieza de la geometría	37
2.1.3 Creación del dominio	39
2.1.4 Mallado	41

2.2 SOLUCIÓN	49
2.2.1 Condiciones de frontera para el análisis 2D y 3D de los perfiles alares	49
2.2.2 Modelos de turbulencia	51
2.2.3 Métodos de solución	57
2.2.4 Simulación	59
2.3 POST PROCESAMIENTO	64
2.3.1 Ansys Fluent	64
2.3.2 XFLR5	67
3. RESULTADOS DEL ANÁLISIS EN 2D Y 3D	69
3.1 RESULTADOS Y COMPARACIÓN DEL ANÁLISIS EN 2D PARA EL SOFTWARE XFLR5 Y ANSYS FLUENT	69
3.1.1 Resultados Ansys Fluent	69
3.1.2 Resultados XFLR5	78
3.1.3 Comparación del XFLR5 y Ansys Fluent	79
3.2 SELECCIÓN DE LOS PERFILES PARA EL ALERÓN DELANTERO Y TRASERO	81
3.3 RESULTADOS PARA LOS PERFILES EN 3D	82
3.3.1 Alerón delantero	83
3.3.2 Alerón trasero	87
3.3.3 Fuerzas sobre los alerones	91
4. CONCLUSIONES, RECOMENDACIONES Y TRABAJOS POSTERIORES	93
4.1 CONCLUSIONES	93
4.2 RECOMENDACIONES	94
4.3 TRABAJOS POSTERIORES	94
BIBLIOGRAFIA	95
ANEXOS	98

LISTA DE FIGURAS

	pág.
Figura 1. Carga aerodinámica en sentido negativo (downforce) para un vehículo FSAE	15
Figura 2. Resistencia aerodinámica que actúa sobre un vehículo FSA	16
Figura 3. Características básicas del perfil aerodinámico	19
Figura 4. Perfil aerodinámico invertido	20
Figura 5. Comportamiento del flujo de aire alrededor de un perfil aerodinámico en diferentes ángulos de ataque	21
Figura 6. Desprendimiento y flujo inverso en un cuerpo curvo	22
Figura 7. Tubo Venturi	23
Figura 8. Efecto suelo en un coche en movimiento	24
Figura 9. Distribución porcentual de las fuerzas aerodinámicas en función de la eficiencia de cada dispositivo	25
Figura 10. Sobreviraje y subviraje	26
Figura 11. Funcionamiento de los Endplates en un alerón	28
Figura 12. Diseño de los Endplates	28
Figura 13. Diseño de footplates	29
Figura 14. Coeficiente de sustentación para un alerón a diferentes ángulos, con y sin efecto suelo	30
Figura 15. Alerón trasero de un FSAE	31
Figura 16. Variación del coeficiente de sustentación con el número de elementos	32
Figura 17. Endplates del alerón trasero	33
Figura 18. Gurney Flap	34
Figura 19. Sistema de reducción de arrastre (DRS) de un alerón trasero, Fórmula 1	34
Figura 20. Etapas principales de una simulación CFD	35
Figura 21. Perfiles alares seleccionados	36
Figura 22. Herramienta de limpieza	38
Figura 23. Perfil aerodinámico en 2D	38

Figura 24.	Perfil aerodinámico en 3D	39
Figura 25.	Coordenada de referencia, $L_c = 300$ mm	40
Figura 26.	Dominio para la simulación en 2D	40
Figura 27.	Dominio para la simulación en 3D	41
Figura 28.	Criterio de calidad, Skewness	42
Figura 29.	Criterio de calidad, orthogonal quality	43
Figura 30.	Criterio de calidad, aspect ratio	43
Figura 31.	Malla en 2D	44
Figura 32.	Refinamiento de la malla en 2D	45
Figura 33.	Inflation de la malla en 2D	45
Figura 34.	Malla en 3D	47
Figura 35.	Refinamiento de la malla en 3D	47
Figura 36.	Inflation de la malla en 3D	48
Figura 37.	Suposiciones y alcance de la simulación	49
Figura 38.	Condiciones de frontera para el análisis en 2D	50
Figura 39.	Condiciones de frontera para el análisis en 3D	50
Figura 40.	Subdivisiones de la capa limite y la relación y^+	53
Figura 41.	Estimación de la dimensión de la subcapa viscosa	54
Figura 42.	Tratamientos de la capa limite en Fluent	55
Figura 43.	Configuración del método de solución	59
Figura 44.	Criterios de convergencia	61
Figura 45.	Ejemplo de residuales de convergencia del análisis de los perfiles	61
Figura 46.	Solución en Ansys Fluent	62
Figura 47.	Tipo de análisis, XFLR5	63
Figura 48.	Rango de operación para el ángulo de ataque	63
Figura 49.	Validación mediante y^+	65
Figura 50.	Contorno de presión	66
Figura 51.	Campo vectorial de velocidad	67
Figura 52.	C_l vs ángulo de ataque, XFLR5	68
Figura 53.	Coeficiente de presión vs posición sobre el alerón	68
Figura 54.	Contorno de presión, perfil FX74 CL5 140 a cero grados	72

Figura 55.	Contorno de presión, perfil S1223 a cero grados	72
Figura 56.	Contorno de presión, perfil FX74 CL5 140 a nueve grados	73
Figura 57.	Contorno de presión, perfil S1223 a doce grados	74
Figura 58.	Campo vectorial de velocidad, perfil FX74 CL5 140 a cero grados	75
Figura 59.	Campo vectorial de velocidad, perfil S1223 a cero grados	76
Figura 60.	Campo vectorial de velocidad, perfil FX74 CL5 140 a nueve grados	77
Figura 61.	Campo vectorial de velocidad, perfil S1223 a doce grados	77
Figura 62.	Resultados coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque, XFLR5	78
Figura 63.	Resultados coeficiente de arrastre vs ángulo de ataque, XFLR5	79
Figura 64.	Coeficiente sustentación para los perfiles preseleccionados, en el XFLR5	81
Figura 65.	Validación de los resultados en 3D mediante el y^+	83
Figura 66.	Contornos de presión sobre el alerón delantero	85
Figura 67.	Campo vectorial de velocidad sobre el alerón delantero	86
Figura 68.	Campo vectorial de velocidad sobre el alerón delantero, vista frontal	87
Figura 69.	Contorno de presión sobre el alerón trasero	89
Figura 70.	Campo vectorial de velocidad sobre el alerón trasero	90
Figura 71.	Campo vectorial de velocidad sobre el alerón trasero, vista frontal	91
Figura 72.	Reglamento para los elementos aerodinámicos, vista superior o planta	98
Figura 73.	Reglamento para los elementos aerodinámicos, vista lateral	99
Figura 74.	Reglamento para los elementos aerodinámicos, distancia mínima cerca de las ruedas	99

LISTA DE TABLAS

	pág.
Tabla 1. Coeficientes de arrastre y sustentación de un vehículo FSAE con diferentes paquetes aerodinámicos	18
Tabla 2. Ejemplo de configuración de la malla para el análisis en 2D	46
Tabla 3. Ejemplo de configuración de la malla para el análisis en 3D	48
Tabla 4. Condiciones asignadas a cada posición	51
Tabla 5. Resumen de la configuración de la simulación	60
Tabla 6. Parámetros de simulación XFLR5	64
Tabla 7. Perfil FX74 CL5 140 inclinado a cero grados	69
Tabla 8. Perfil FX74 CL5 140 inclinado a nueve grados	70
Tabla 9. Perfil S1223 inclinado a cero grados	70
Tabla 10. Perfil S1223 inclinado a doce grados	70
Tabla 11. Comparación del perfil FX74 CL5 140 inclinado a cero grado	79
Tabla 12. Comparación del perfil FX74 CL5 140 inclinado a nueve grados	80
Tabla 13. Comparación del perfil S1223 inclinado a cero grados	80
Tabla 14. Comparación del perfil S1223 inclinado a doce grados	80
Tabla 15. Comparación de los perfiles seleccionados	82
Tabla 16. Refinamiento de la malla para el alerón delantero	84
Tabla 17. Refinamiento de la malla para el alerón trasero	86
Tabla 18. Carga y resistencia aerodinámicas sobre los alerones	92

LISTA DE ANEXOS

	pág.
ANEXO A. Reglamento Fórmula SAE 2019	98

INTRODUCCIÓN

La Fórmula SAE (FSAE) es una competencia en el que se desarrolla un vehículo tipo Fórmula con el objetivo diseñar, construir y conducir como un equipo de Fórmula 1. Los estudiantes obtienen una experiencia real en diseño y construcción, aprenden a trabajar en equipo y bajo presión. La competición está organizada por la SAE (Sociedad de Ingenieros Automotrices) en EE. UU. y por el Instituto de Ingenieros Mecánicos (IMechE) en el Reino Unido [1].

Para mantener una baja velocidad en los vehículos por razones de seguridad, la mayoría de las pistas en varias competiciones FSAE consisten principalmente en giros bruscos y tramos cortos de rectas. Es así como la mayoría de los equipos implementaron diseños que permitieran mejorar el rendimiento en las curvas; un diseño aerodinámico eficiente que permitiera cumplir este objetivo, que mejorara la tracción y aumentara la velocidad del vehículo al pasar por una curva y reducir el tiempo de la prueba en la pista [2].

La aerodinámica ha sido un tema importante en las carreras durante los últimos 40 años, ha sido la solución de muchos equipos para conseguir aumentar la carga normal en los neumáticos y generar un mayor agarre, sin adicionar masa al vehículo. La tracción disponible en los neumáticos junto con la resistencia aerodinámica y la potencia del motor, establecen los límites teóricos para la velocidad del vehículo alrededor de la pista, especialmente en las curvas, por lo que, es de particular interés cuando se diseña un vehículo aumentar la tracción mientras se mantiene la resistencia en un mínimo.

Un vehículo bien diseñado aerodinámicamente es capaz de utilizar el flujo de aire a su alrededor para producir la mayor cantidad de downforce, mientras mantiene la fuerza de resistencia del aire en los valores mínimos de diseño. La fuerza vertical se conoce como downforce y la fuerza de resistencia se conoce como arrastre.

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

El equipo Colombia Racing Team, adscrito al grupo de investigación Genergética, tiene el objetivo de diseñar y construir un vehículo eléctrico tipo Fórmula, implementando un paquete aerodinámico completo para la competencia en Michigan International Speedway para el año 2021, siendo esta, la primera vez que nuestro equipo participará con elementos aerodinámicos.

Para implementar estos componentes, se debe realizar un análisis utilizando las herramientas disponibles en nuestra universidad. Debido al presupuesto limitado y a que el equipo no tiene acceso al túnel de viento; el análisis completo será realizado utilizando dinámica de fluidos computacional (CFD), como herramienta de desarrollo. Este proyecto se centra en desarrollar y realizar un análisis del alerón delantero y trasero del vehículo.

A lo largo de los años, se han impuesto reglas y regulaciones para mantener estas ventajas aerodinámicas en una escala razonable a medida que la tecnología ha mejorado. En el diseño de un vehículo de carreras de tipo Fórmula de ruedas abiertas, se afrontan numerosos ejemplos de geometría compleja, configuraciones de superficies, ruedas giratorias y diferentes condiciones de análisis para los elementos.

Esta naturaleza del vehículo hace que sea difícil, si no imposible, abordar el problema de la optimización aerodinámica de todo el vehículo de forma analítica. Es debido a estas dificultades, que se han desarrollado métodos de simulación como la dinámica de fluidos computacional (CFD) para ayudar a la investigación [3],[4]. Se propone entonces, llevar a cabo este análisis utilizando CFD por ser una herramienta ampliamente usada para el estudio del comportamiento de los fluidos alrededor de cuerpos en movimiento [5].

Por lo anterior, es necesario estudiar los métodos y procedimientos a través de los cuales se pueda encontrar una relación de carga y resistencia apropiada para el vehículo y diseños propuestos, con el fin de mitigar al máximo la resistencia al avance y generar la mayor cantidad de tracción posible en curva.

OBJETIVOS

OBJETIVO GENERAL

Analizar perfiles aerodinámicos en 2D y 3D para un vehículo tipo Fórmula SAE, implementando dinámica de fluidos computacional con el fin de completar el paquete aerodinámico final que permitirá reducir el tiempo del vehículo en la competencia.

OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Estudiar conceptos sobre la dinámica de fluidos computacional (CFD), enfocada a la aerodinámica de perfiles alares para un vehículo FSAE.
- Establecer un flujo de trabajo para el proceso de simulación computacional de los perfiles alares en 2D y 3D, utilizando herramientas computacionales y corroborar los resultados mediante datos experimentales desarrollados por otros autores.
- Definir las condiciones de frontera necesarias para el análisis 2D y 3D de los perfiles aerodinámicos, considerando parámetros geométricos y condiciones de operación iniciales.
- Analizar los resultados obtenidos mediante CFD, con el fin de seleccionar el perfil más conveniente para el vehículo donde se genere el mínimo arrastre y la máxima sustentación.

ESTRUCTURA DEL TRABAJO DE GRADO

En el capítulo uno, se describirán los fundamentos y conceptos básicos necesarios para la ejecución del análisis aerodinámico de los perfiles en el software de simulación computacional Ansys Fluent, tanto consideraciones físicas como elementos adicionales que permiten mejorar la funcionalidad. Además, se presentan valores y tablas con diversas configuraciones con el propósito de orientar y diferenciar la utilidad o implementación de dichos elementos. De esta manera se satisface lo planteado en el objetivo específico número uno.

Para dar cumplimiento al objetivo específico número dos y tres, se presentará la metodología utilizada para definir las condiciones de frontera, modelos, criterios, consideraciones y suposiciones necesarias utilizadas en las diferentes simulaciones en 2D y 3D, para Ansys Fluent y el software XFLR5 en el capítulo dos. También con base en los estudios investigados se establecerán los valores y tamaños apropiados para la creación del dominio y del mallado de ambos casos.

Por último, en el capítulo 3 se presentarán los resultados obtenidos en las simulaciones en 2D y 3D, así como la representación cuantitativa y cualitativa de los mismos. Los contornos de presión y de los campos vectoriales de velocidad son analizados para observar si el comportamiento del flujo alrededor del perfil presenta características o comportamientos esperados respecto a lo estudiado en el primer y segundo capítulo. De esta manera, el capítulo tres da cumplimiento al objetivo específico número cuatro.

1. INTRODUCCIÓN A LOS CONCEPTOS DE AERODINÁMICA EN ALERONES PARA UN VEHÍCULO FSAE

Las actualizaciones aerodinámicas son claves en el desarrollo de un vehículo FSAE, ya que pueden marcar diferencia en los eventos de la competencia, con un efecto directo en la velocidad punta y en las curvas. Dependiendo de los objetivos requeridos de cada equipo en cuestión, se puede elegir reducir el arrastre y aumentar la velocidad máxima, aumentar el downforce y los niveles de arrastre para las zonas de la pista donde se producen giros, o buscar un equilibrio entre los dos. La mayoría de los elementos aerodinámicos se utilizan para mantener los neumáticos con mayor tracción en el suelo y maximizar el agarre. Hay diferencias entre los diseños aerodinámicos de "rueda abierta" y "rueda cerrada", y algunos componentes no son aplicables en ambas especificaciones, pero comparten el objetivo común de aumentar los niveles de carga aerodinámica con la mínima cantidad de resistencia. Producir fuerza aerodinámica sin creación de resistencia es imposible y siempre es un acto de equilibrio alcanzar la mejor compensación y maximizar la eficiencia aerodinámica.

1.1 DOWNFORCE

Cada objeto que viaja a través del aire crea una situación de elevación o carga aerodinámica. Un ala puede hacer que un avión despegue, pero si se coloca al revés, puede hacer que un vehículo de carreras genere más agarre. Normalmente, el término "lift" se usa cuando se habla de cualquier tipo de fuerza inducida aerodinámicamente que actúa sobre una superficie, se le da un indicador, ya sea "positive lift" (arriba) o "negative lift" (abajo) en cuanto a su dirección, ya que la mayoría de los dispositivos aerodinámicos fueron inventados para aeronaves y fueron diseñados para elevarlos en el aire.

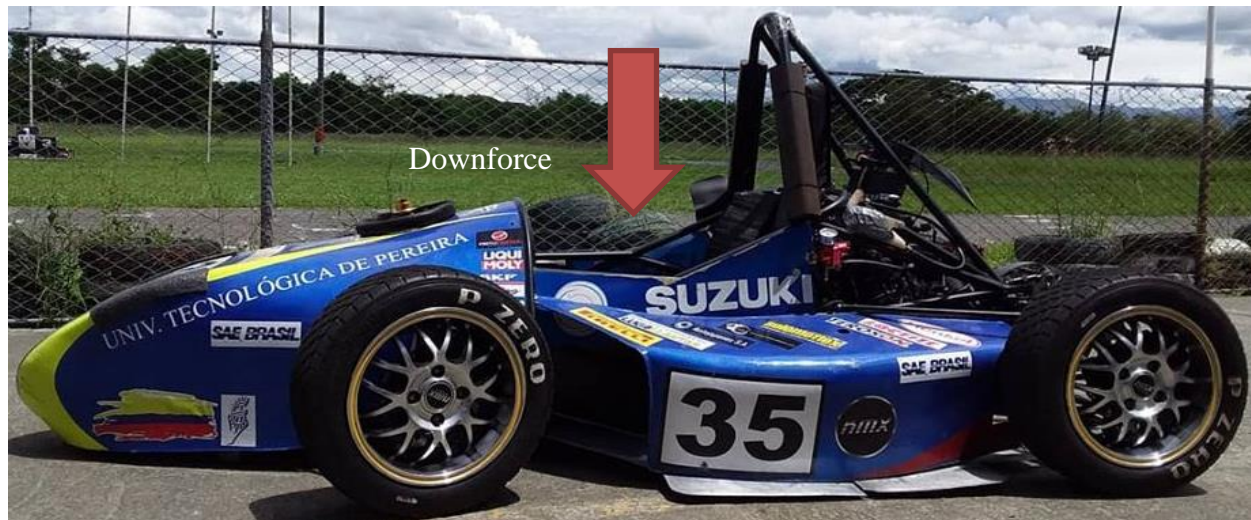


Figura 1. Carga aerodinámica en sentido negativo (downforce) para un vehículo FSAE

El agarre entre los neumáticos y el pavimento de la pista provisto en su totalidad por fuerzas aerodinámicas se denomina "agarre aerodinámico" y se distingue del "agarre mecánico" que es una función del reparto de la masa del vehículo, los neumáticos y la suspensión. La creación de fuerza aerodinámica mediante dispositivos pasivos como alas, carrocería, difusores, entre otros, casi siempre se puede lograr a costa del aumento de la resistencia aerodinámica (o fricción), y la configuración óptima es casi siempre un compromiso entre la resistencia y la carga [3].

1.2 DRAG FORCE

Cuando el fluido fluye sobre una superficie, la superficie resistirá su movimiento. En aerodinámica, el "drag force" es la fuerza de arrastre del fluido que actúa sobre cualquier cuerpo sólido en movimiento en la dirección de las líneas de flujo. La resistencia aerodinámica en un vehículo de carreras es la suma de la fricción, la forma y la presión. El desprendimiento de flujo tiene un efecto negativo cada vez mayor a medida que aumenta la velocidad del vehículo, por lo que, cuando se alcanzan altas velocidades, se vuelve indispensable diseñar las componentes aerodinámicas de manera apropiada para reducir su efecto. Comprender la relación entre velocidad y resistencia aerodinámica es importante para calcular el rango de operación del vehículo.



Figura 2. Resistencia aerodinámica que actúa sobre un vehículo FSAE

1.3 COEFICIENTES DE SUSTENTACIÓN C_L Y ARRASTRE C_D

- El coeficiente de sustentación (C_L , C_N o C_Z) es un coeficiente adimensional que relaciona la elevación generada por un cuerpo con la densidad del fluido alrededor del mismo, la velocidad del fluido y un área de referencia. El coeficiente de sustentación a menudo se encuentra utilizando modelos generados por computadora (CFD) o con pruebas en el túnel de viento. En ciertos rangos de operación y cuando no hay pérdidas, el coeficiente de sustentación tiene un valor constante y la fuerza de elevación o carga producida, es proporcional al cuadrado de la velocidad del aire y se puede determinar utilizando la siguiente ecuación:

$$L = \frac{1}{2} C_L \rho V^2 A \quad (1)$$

donde:

L : Fuerza de elevación

A : Área de referencia

ρ : Densidad del fluido

V : Velocidad del fluido

- El coeficiente de arrastre (C_D o C_X) es una medida común en el diseño automotriz en lo que respecta a la aerodinámica. La resistencia aerodinámica aumenta con el cuadrado de la velocidad, por lo que se vuelve de gran importancia a altas velocidades; así que, reducir el coeficiente de resistencia de un vehículo permite alcanzar mayores velocidades y mejorar eficiencia del combustible. Una forma de expresarlo es mediante la siguiente ecuación:

$$F_D = \frac{1}{2} C_D \rho V^2 A \quad (2)$$

donde:

F_D : Fuerza de arrastre

A : Área de referencia








ρ : Densidad del fluido

V : Velocidad del flujo

El área de referencia A depende del tipo de coeficiente de arrastre que se esté midiendo, para vehículos y muchos otros objetos, el área de referencia es el área frontal proyectada del vehículo; esto puede no ser necesariamente el área de la sección transversal del vehículo, dado que depende de dónde se tome la sección transversal. Para los perfiles aerodinámicos, el área de referencia es el área nominal del perfil.

Algunos vehículos de carrera pueden tener un coeficiente de arrastre sorprendentemente alto, pero lo hacen con el propósito de crear una alta carga aerodinámica; otros usan la aerodinámica en su beneficio para ganar velocidad y tener coeficientes de arrastre mucho más bajos, como es caso de los vehículos Supermileage. En la tabla uno se muestran diferentes tipos de configuraciones con los valores de arrastre y sustentación de acuerdo a los elementos utilizados.

Tabla 1. Coeficientes de arrastre y sustentación de un vehículo FSAE con diferentes paquetes aerodinámicos [2]

Configuración	Descripción	C_d	C_l	C_d/C_l
	Sin elementos aerodinámicos	0,63	0,29	0,46
	Difusor	0,65	-0,79	-1,21
	Difusor y alerones	0,66	-1,28	-1,94
	Difusor, alerones y endplates	0,68	-1,56	-2,29
	Difusor, alerones, endplates y flaps	0,9	-2,34	-2,6
	Difusor y alerones multielemento	0,98	-2,58	-2,63
	Difusor y alerones multielemento optimizados	1,3	-3,7	-2,85

1.4 TEORIA DE LOS PERFILES ALARES

Los perfiles aerodinámicos tienen una forma característica, con un borde delantero redondeado, seguido de un borde de salida afilado, a menudo con una curvatura simétrica de las superficies superior e inferior. La geometría del perfil aerodinámico se describe mediante tres términos, el

“Leading Edge” que es el punto en la parte delantera que tiene la curvatura máxima, el radio mínimo “Trailing Edge” que es el punto de curvatura mínima en la parte posterior y el “Chord Line” que es la línea recta que conecta el inicio y el final de los bordes, conocida como la longitud de cuerda L_c y es la dimensión de referencia de la sección del perfil aerodinámico.

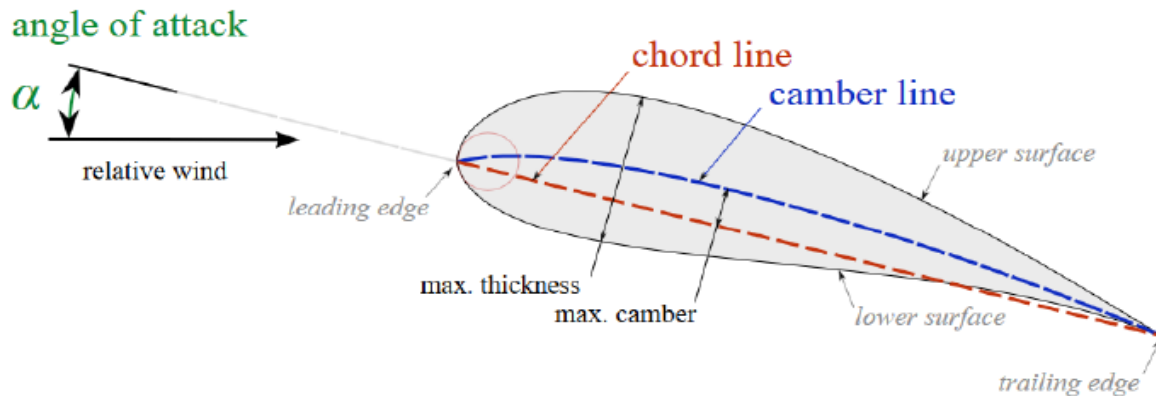


Figura 3. Características básicas del perfil aerodinámico [3]

La forma del perfil aerodinámico se define utilizando los siguientes parámetros geométricos, el “Mean Camber Line” que establece la línea media entre la superficie superior e inferior y la distribución del grosor que varía a lo largo de la cuerda. Al mismo tiempo, dos conceptos importantes utilizados para describir el comportamiento del perfil aerodinámico cuando se mueve a través de un fluido son, el centro aerodinámico A_c , que representa el punto sobre la longitud de cuerda donde el momento de inclinación es independiente del coeficiente de sustentación y el ángulo de ataque, y el centro de presión C_p , que representa una posición promedio de la presión alrededor de la superficie y es dependiente del ángulo de ataque, además de ser el punto donde actúa la carga aerodinámica.

En aerodinámica, el ángulo de ataque especifica el ángulo entre la longitud de la cuerda y el flujo de aire relativo. Como un perfil aerodinámico puede tener una torsión, la longitud de cuerda puede no ser definible, por lo que simplemente se define una línea de referencia alternativa. A menudo, la longitud de cuerda que conecta el inicio y el final de los bordes se elige como la línea de referencia.

Gracias a la tercera ley de Newton, se sabe que si el perfil aerodinámico ejerce una fuerza hacia abajo en el aire, el aire a su vez ejercerá una fuerza hacia arriba sobre el perfil. La carga aerodinámica es principalmente el resultado de su ángulo de ataque y su forma. Los perfiles tienen una geometría tal, que el aire fluye más rápido sobre la parte superior del ala y más lento debajo de esta; según el principio de Bernoulli, el aire que fluye rápido genera una zona de baja presión, mientras que el aire que fluye “lento” genera una zona de alta presión. La alta presión de aire debajo de las alas, empujarán el avión hacia arriba a través de la presión de aire más baja.

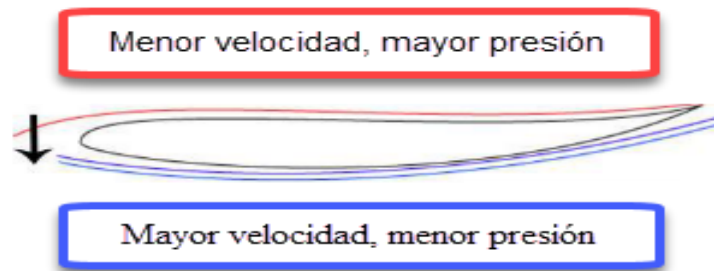


Figura 4. Perfil aerodinámico invertido [1]

La mayoría de los perfiles aerodinámicos requieren un ángulo de ataque positivo para generar sustentación, como es el caso de los perfiles simétricos, sin embargo, existen otros tipos de perfiles aerodinámicos denominados curvados o de alto levantamiento que pueden generar sustentación con un ángulo de ataque cero.

El ángulo crítico de ataque es aquel que produce el coeficiente de sustentación máximo y se conoce como "Stall Angle of Attack". El aumento del ángulo de ataque se asocia con un incremento en la carga aerodinámica y en el coeficiente de sustentación. A medida que aumenta el ángulo de ataque, la separación del flujo de aire desde la superficie superior del alerón se hace más pronunciada y el punto de separación del flujo se desplaza desde el borde posterior hacia el borde anterior, lo que conduce a una reducción en el coeficiente de sustentación. Por encima del ángulo crítico de ataque, el aire comienza a fluir menos sobre la superficie superior del perfil y comienza a separarse, el C_L disminuye y el C_D aumenta rápidamente. El ángulo de ataque crítico o de estancamiento suele ser de alrededor de 12° a 20° para muchos perfiles aerodinámicos.

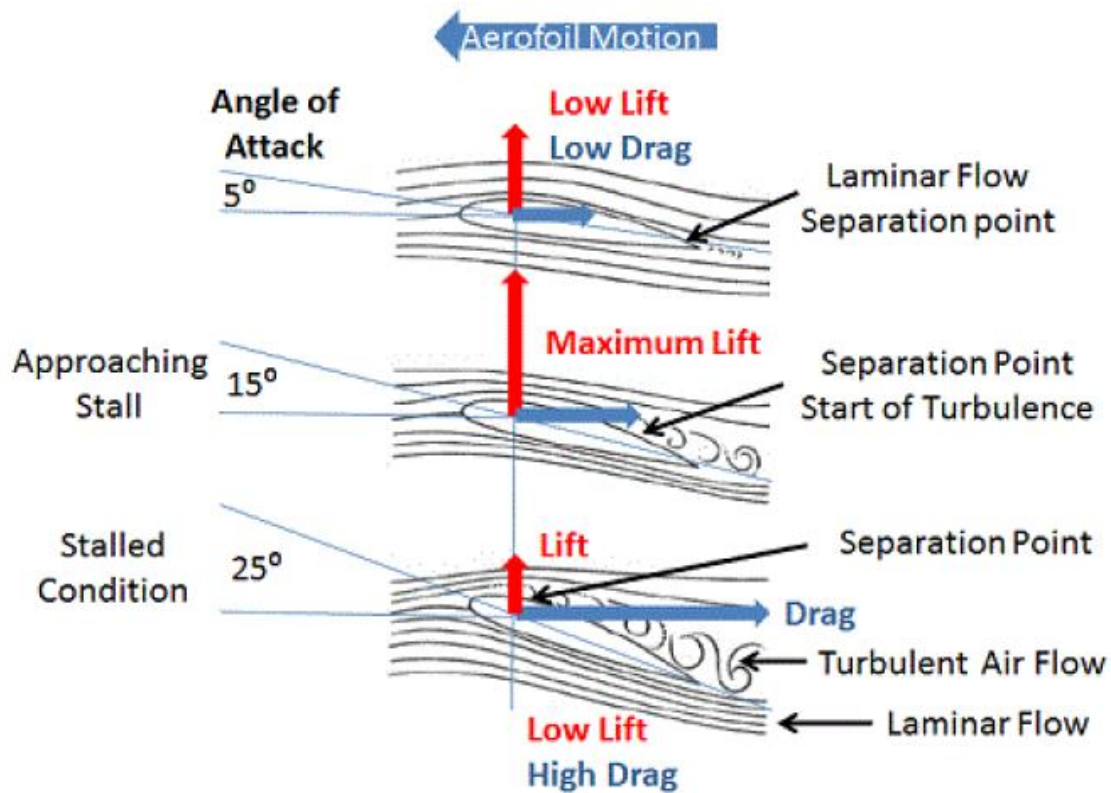


Figura 5. Comportamiento del flujo de aire alrededor de un perfil aerodinámico en diferentes ángulos de ataque [2]

1.5 CAPA LÍMITE

Un fluido en movimiento tiene dos comportamientos diferentes, flujo laminar y turbulento. La capa límite pasará de laminar a turbulenta si el número de Reynolds alrededor del cuerpo es suficientemente grande. Las velocidades más grandes, los objetos más grandes y las viscosidades más bajas contribuyen a números de Reynolds más grandes.

La turbulencia aparece cuando las fuerzas de inercia son mayores que las viscosas, por lo que el número de Reynolds alcanza un cierto valor que produce algunos fenómenos no estacionarios. La fricción que actúa sobre el perfil aerodinámico reduce la energía cinética del flujo lo que conlleva a que los límites inferiores de la capa límite dejan de moverse mientras que las capas superiores continúan en movimiento provocando la separación del flujo y creando zonas de turbulencia. Estas zonas turbulentas hacen que el fluido sea más difuso, lo que aumenta el transporte de masa y el intercambio de momentum y energía. La turbulencia muestra físicamente la generación de vórtices según la teoría de Kolmogorov de 1941 que dice que la interacción extrae energía de la

corriente y la transforma en energía interna para deformar las partículas del fluido, y esta es la razón por la que el flujo turbulento disipa más energía que el flujo laminar [5].

Por otra parte, es importante conocer y considerar la capa límite que se genera en nuestro modelo, cuando las partículas obtienen el 99 % de la velocidad del flujo, esta desaparece, y el espesor puede ser de unas pocas moléculas a unos pocos milímetros, dependiendo de la velocidad, la viscosidad o la geometría. Hay un parámetro adimensional que relaciona las fuerzas de inercia con respecto a la viscosidad y se conoce como número de Reynolds, este se define mediante la siguiente ecuación:

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} \quad (3)$$

donde:

V : Velocidad del fluido

L : Longitud característica

μ : Viscosidad dinámica

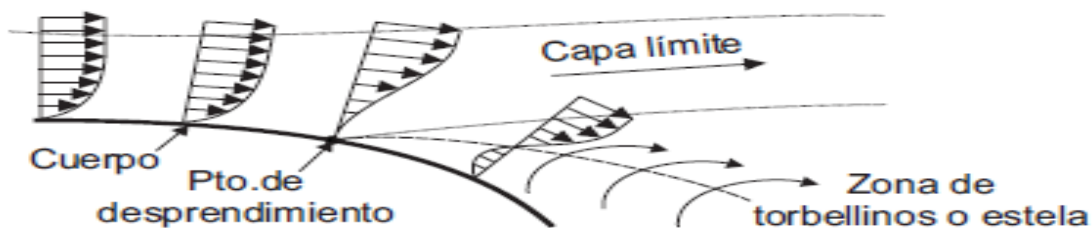


Figura 6. Desprendimiento y flujo inverso en un cuerpo curvo [6]

Un fluido que se mueve con respecto a una pared rígida produce fuerzas cortantes debidas a la viscosidad y gradientes de velocidad, así como, fuerzas normales debidas a la presión en la pared [5].

1.6 EFECTO SUELO Y VENTURI

El efecto Venturi es el fenómeno que ocurre cuando un fluido que fluye a través de una tubería pasa a través de un estrangulamiento, generando así una disminución de la presión y un aumento de la velocidad, ver figura siete. El efecto se describe matemáticamente a través de la ecuación de Bernoulli y se puede observar tanto en la naturaleza como en la industria. Cualquier ganancia en

energía cinética que pueda acumular un fluido debido al aumento en su velocidad a través de una constricción, se equilibra mediante una caída de presión.

Utilizando la ecuación de Bernoulli en el caso especial de flujos no viscosos, incompresibles y constantes a lo largo de una línea de flujo, la caída de presión teórica en la constricción viene dada por:

$$P_1 - P_2 = \frac{\rho}{2} (V_2^2 - V_1^2) \quad (4)$$

donde:

ρ : Densidad del fluido

V_1 : Velocidad del fluido donde la tubería es más ancha

V_2 : Velocidad del fluido donde la tubería es más estrecha

P_1 : Presión del fluido donde la tubería es más ancha

P_2 : Presión del fluido donde la tubería es más estrecha

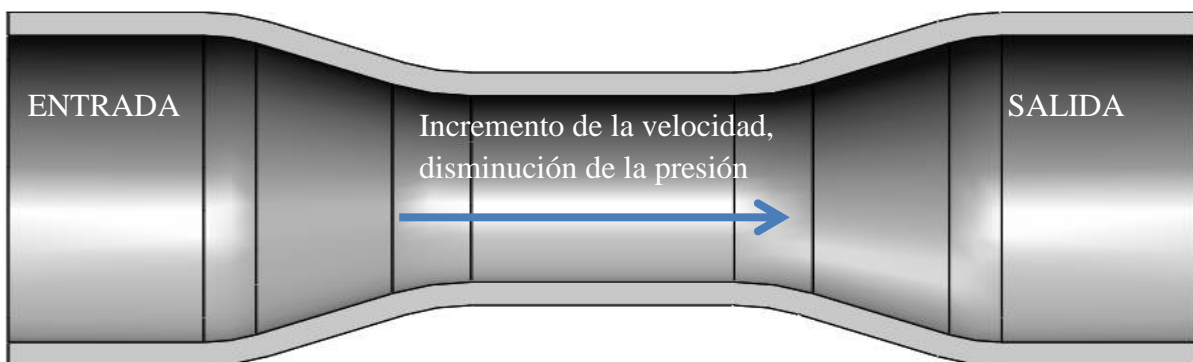


Figura 7. Tubo Venturi

Una superficie aerodinámica curvada influye en el flujo de aire, incluso a una gran distancia, doblando el flujo de aire de tal manera que el flujo adyacente a la superficie la sigue casi perfectamente. Cuanto más lejos de la superficie se va, más recto se vuelve el flujo. Cuando una superficie aerodinámica se coloca cerca del suelo, la presencia del suelo determina dónde el flujo se vuelve recto. Esto tiene el efecto de acelerar el flujo de aire entre la superficie y el suelo, aumentando el efecto aerodinámico de la superficie.

Se descubrió que se podían generar grandes cantidades de downforce a partir del flujo de aire que circulaba entre la parte inferior del vehículo y el suelo. El efecto de crear un área de baja presión debajo del vehículo y utilizar la presión atmosférica para empujar el vehículo al suelo, se conoce como efecto suelo [1].

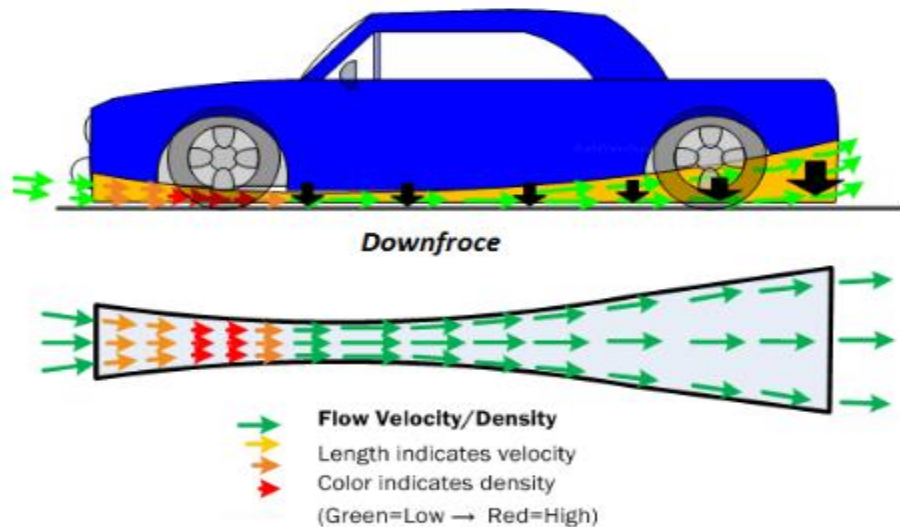


Figura 8. Efecto suelo en un coche en movimiento [2]

El volumen de flujo entre el vehículo y el suelo depende en gran medida de la altura del vehículo con respecto al suelo. Una distancia al suelo muy pequeña resulta en una sustentación positiva, ya que casi no hay flujo de aire entre la parte inferior de la carrocería y el suelo. A medida que aumenta la distancia al suelo, el flujo de aire produce bajas presiones, lo que hace que la sustentación en general se reduzca a valores negativos y luego aumente nuevamente a medida que aumenta la distancia al suelo. Esto se debe al hecho de que la velocidad de flujo debajo del vehículo disminuye a medida que aumenta la distancia al suelo. En este caso, se puede generar más downforce utilizando un difusor entre las ruedas traseras [4].

1.7 DISTRIBUCIÓN DE PESO

El downforce debe equilibrarse entre la parte delantera y trasera, la izquierda y la derecha del vehículo. Debido a la simetría del vehículo, el equilibrio entre la izquierda y la derecha se puede lograr fácilmente, pero lograr un equilibrio entre la parte delantera y trasera es otra cosa. El flujo en la parte delantera afecta en gran medida el flujo en la parte trasera del vehículo. El downforce

debe ajustarse de acuerdo con las características de cada pista en los diferentes eventos FSAE (Endurance, Skidpad, entre otros) y el comportamiento dinámico del vehículo.

Si un vehículo tiene significativamente más carga aerodinámica en la parte trasera que en la parte delantera, esta parte puede sentirse más liviana en ciertas situaciones en la pista. Esa ligereza en la parte delantera del vehículo puede llevar a subviraje, simplemente porque las ruedas delanteras carecen de agarre en relación con el agarre trasero. La mayoría de los equipos de FSAE están tratando de lograr un aumento en la carga aerodinámica delantera y trasera, mientras mantienen el equilibrio correcto entre las dos fuerzas para evitar la introducción de problemas de manejo o agarre.

Otra ventaja de equilibrar la carga aerodinámica es que puede ayudar a reducir el balanceo del vehículo en las curvas y la inclinación durante el frenado o la aceleración. Esto a su vez, ayuda a reducir las variaciones repentinas en las fuerzas verticales aplicadas a los neumáticos, lo que aumenta la estabilidad del vehículo. El comportamiento del vehículo también es más lineal cerca del límite de adherencia, lo que contribuye a un mayor control del conductor. Un equilibrio aerodinámico típico es aproximadamente un 45 % de carga aerodinámica hacia delante y un 55 % hacia atrás.

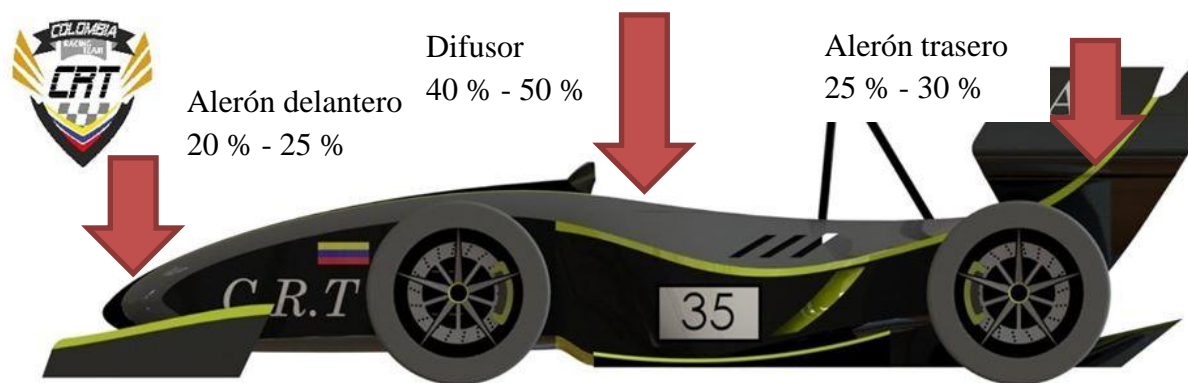


Figura 9. Distribución porcentual de las fuerzas aerodinámicas en función de la eficiencia de cada dispositivo

El sobreviraje en términos aerodinámicos significa más carga aerodinámica delantera, es decir un centro de presión (C_p) delante del centro de gravedad (C_g), mientras que el subviraje sería más

carga aerodinámica trasera, es decir cuando el centro de presión (C_p) está detrás del centro de gravedad (C_g), y neutral sería una buena combinación de ambos. En este caso, el centro de presión (C_p) se define como el punto donde la fuerza causada por toda la carga aerodinámica puede representarse por un solo vector de fuerza. Sabiendo esto y determinando el centro exacto de presión, se puede equilibrar todo el vehículo ubicando tácticamente el difusor.

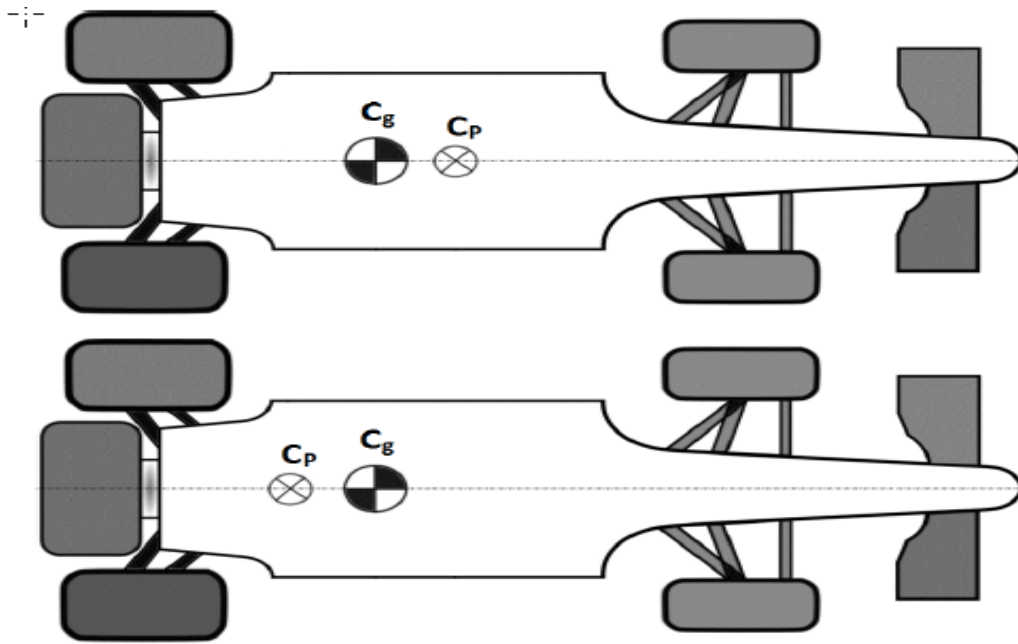


Figura 10. Sobreviraje y subviraje [2]

1.8 ALERÓN FRONTAL

La primera parte de un vehículo FSAE que entra en contacto con el aire es definitivamente el alerón delantero, por lo tanto, tiene el importante papel de determinar el flujo de aire que atravesara el resto del vehículo. El alerón delantero normalmente se monta cerca de la suspensión, o incluso en la carrocería para transmitir el downforce con la mayor eficacia posible y generar niveles de agarre más altos. El alerón delantero genera entre un 20 % y un 30 % de la carga aerodinámica total.

El diseño básico de un alerón delantero FSAE es generalmente un perfil aerodinámico de elementos múltiples que se encuentran estrechamente acoplados y que constan de dos o incluso cuatro elementos extendidos desde ambos lados de la nariz, con aletas móviles incorporadas en el

diseño para ajustar el ángulo de ataque. El elemento principal del ala es generalmente un perfil aerodinámico simétrico que se eleva en el centro para permitir un flujo de aire ligeramente mejor hacia el subsuelo, aunque también reduce la sensibilidad de la altura del alerón.

El alerón delantero tiene un efecto mínimo en el arrastre para todo el diseño aerodinámico, a diferencia de los pequeños cambios en la parte trasera del vehículo que pueden tener mayor arrastre debido a la alteración de la estela. Un error muy común que cometen muchos equipos es que deciden colocar tres o cuatro elementos en el área entre el lado interior de las ruedas delanteras y la nariz para lograr el mayor downforce que puedan. Este tipo de diseño evita que una gran cantidad de aire fluya directamente hacia los Sidepods y, por lo tanto, los radiadores reciban menos flujo de aire y la temperatura del motor puede aumentar dramáticamente.

1.8.1 Endplates

Las partes del alerón frontal que tienden a cambiar más en el diseño, son los “Endplates” que se montan en cada extremo del alerón, su función es ayudar a que el flujo de aire sea forzado a pasar sobre o debajo del alerón, lo que aumenta aún más su eficiencia. El objetivo principal es evitar que el aire de alta presión en la parte superior del alerón se pierda sobre el extremo al encontrar una zona de baja presión, lo que provoca una resistencia inducida. Para aumentar la eficiencia del alerón delantero y maximizar el rendimiento, los “Endplates” detienen este flujo de aire sobre el componente y lo controlan, lo que ayuda a garantizar que el flujo de aire se canalice hacia el alerón trasero y no por los lados, al tiempo que reduce la resistencia. El flujo de aire que va hacia atrás proveniente del alerón delantero se suaviza y ayuda a aumentar la eficiencia de otros dispositivos aerodinámicos. Además, otro objetivo del diseño de los “Endplates” es evitar que el aire creado por las ruedas delanteras fluya debajo del vehículo.

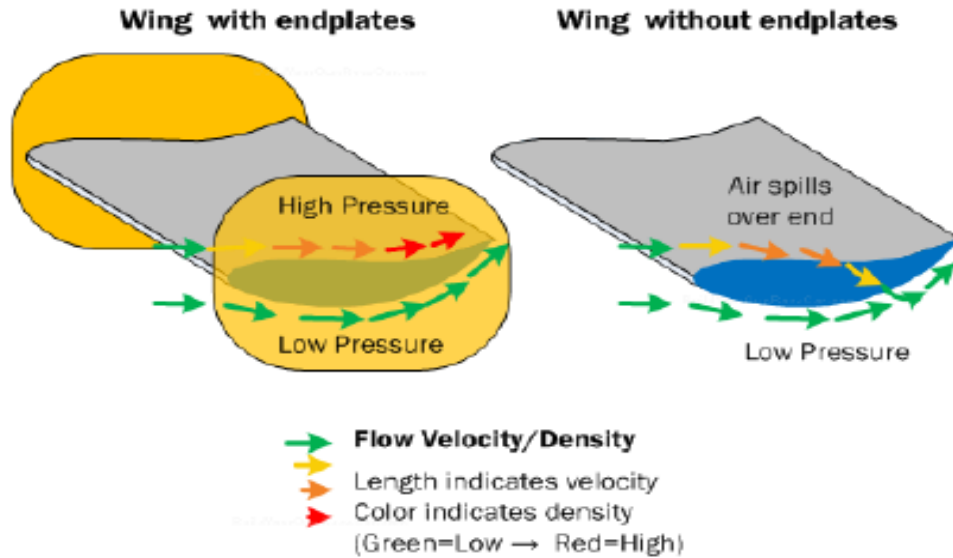


Figura 11. Funcionamiento de los Endplates en un alerón [2]

Las ruedas expuestas de un vehículo FSAE probablemente inducen la mayor resistencia aerodinámica, el hecho de que se produzca una gran separación del flujo detrás de ellas causa grandes cantidades de arrastre. La cantidad de fricción generada en la superficie de la carrocería no se compara con ese tipo de resistencia. Debido a que las reglas de FSAE prohíben cualquier cubierta de las ruedas, la mayoría de los equipos usan el alerón delantero para desviar el aire que se aproxima alrededor de las ruedas.

En la figura 12, se muestra en la parte izquierda un alerón delantero bien diseñado que evita que el flujo de aire entrante golpee directamente en las ruedas delanteras, y a la derecha se muestra una prueba en el túnel de viento realizada en la Universidad de Monash de un elemento que pertenece a un alerón delantero que dirige el flujo de aire alrededor de la rueda.



Figura 12. Diseño de los Endplates [2]

1.8.2 Footplates

En los bordes exteriores inferiores de los “Endplates” del alerón delantero, generalmente hay algunos túneles semicirculares que se denominan “Footplates”. Estos túneles están diseñados para ayudar a evitar que el flujo de aire migre desde el exterior de los “Endplates” por debajo de la región de baja presión desarrollada por el alerón. Esta mezcla lateral de flujo de aire de alta y baja presión causa un pequeño pero poderoso vórtice que se forma justo en el interior de los Endplates, por lo que los Footplates también se llaman túneles de vórtice. Muchas pruebas en diferentes alturas y ángulos de ataque del alerón demostraron que estos túneles pueden mejorar significativamente el downforce de un alerón delantero hasta en un 8 %. Sin embargo, debido a que los footplates se consideran parte del alerón delantero, deben ubicarse dentro del espacio máximo permitido por las reglas de FSAE y no pueden extenderse fuera de las ruedas delanteras. Esto significa que la longitud del alerón debe reducirse para que los Footplates se encuentren en los límites del reglamento. Las pruebas con diferentes longitudes mostraron que una pérdida de hasta el 15 % en la carga aerodinámica total del alerón frontal puede resultar de la reducción requerida para implementar los Footplates, y esa es la razón principal por la que la mayoría de los equipos evitan su uso.

En la parte izquierda de la figura 13, se aprecia cómo se crean los vórtices de los footplates y en la parte derecha el funcionamiento correcto de los footplates en un Fórmula uno.

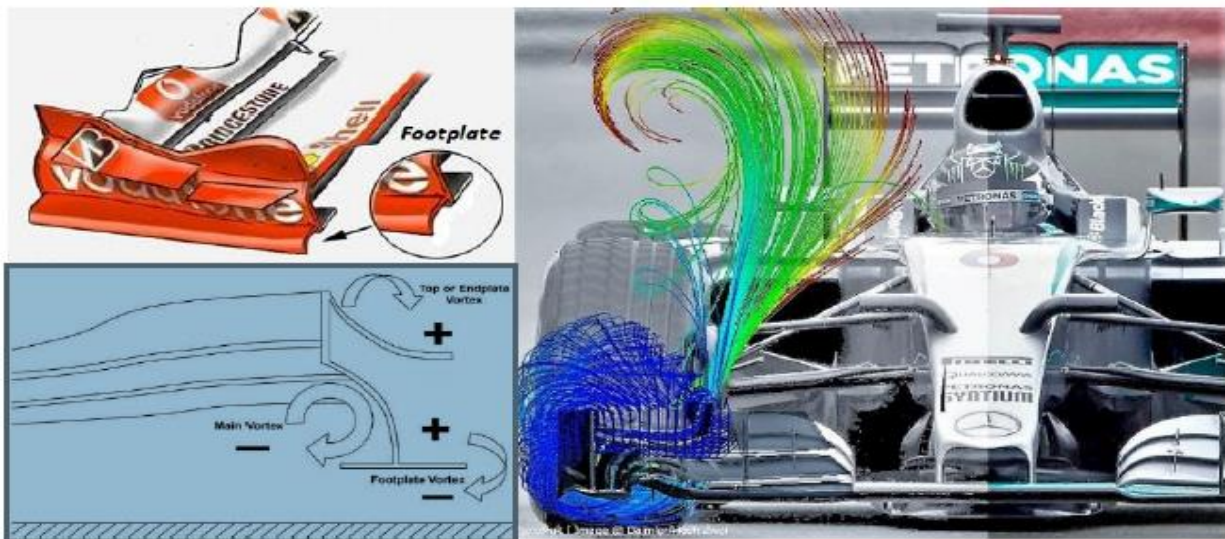


Figura 13. Diseño de footplates [2]

La relación entre el alerón delantero y el suelo es clave, ya que el alerón delantero generalmente es más eficiente cuando está más cerca de la pista debido al efecto suelo. El alerón delantero de un FSAE generalmente opera eficientemente en alturas de aproximadamente 40 mm a 80 mm. Dependiendo del diseño, el alerón delantero puede colocarse en una posición más baja para obtener la mayor ventaja posible del efecto de suelo aumentado así la carga aerodinámica, sin embargo, si se coloca en alturas más altas, las ruedas delanteras reducirán la carga aerodinámica y aumentaran la resistencia aerodinámica del alerón, mientras que la resistencia de las ruedas también aumentara.

La parte posterior del alerón actúa como un difusor, la región de menor presión detrás del perfil aerodinámico ayuda a aumentar la velocidad del flujo de aire entre el perfil y el suelo. Cuando el efecto de suelo tiene lugar en el alerón delantero, se puede lograr un C_L más alto hasta alcanzar el ángulo de ataque crítico.

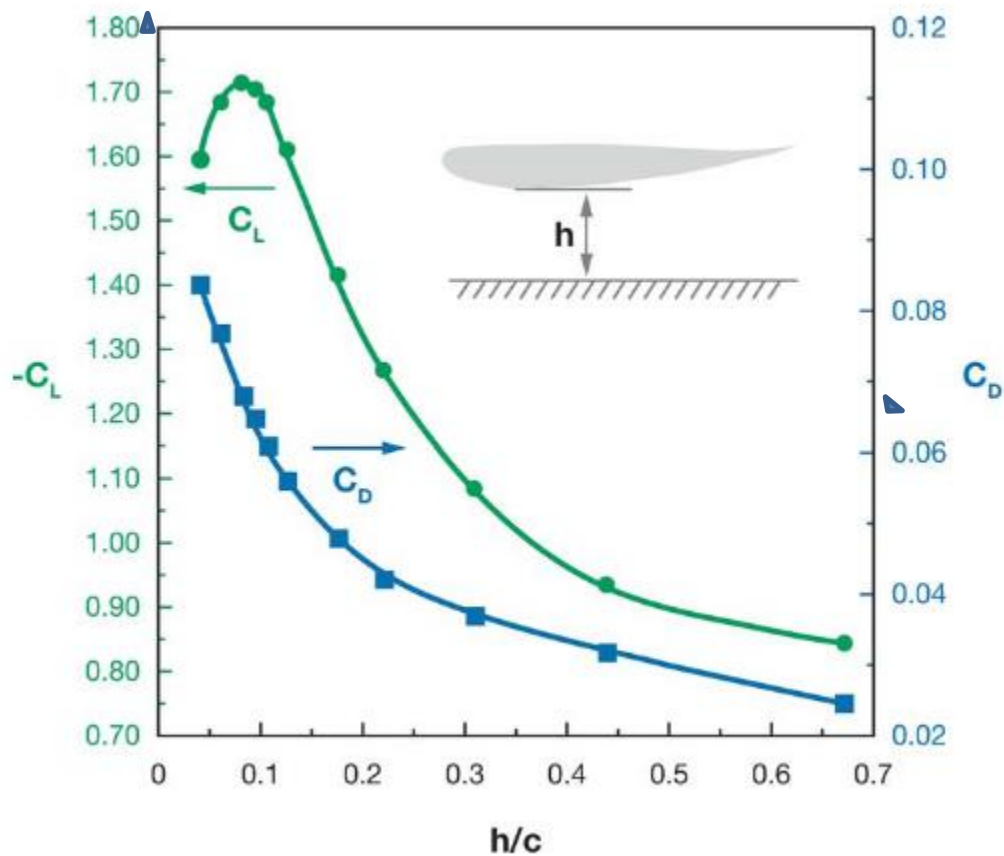


Figura 14. Coeficiente de sustentación para un alerón a diferentes ángulos, con y sin efecto suelo [5]

1.9 ALERÓN TRASERO

El alerón trasero es un componente crucial para el rendimiento de un vehículo FSAE, ya que este dispositivo contribuye en aproximadamente un tercio de la carga aerodinámica total y su función principal es ayudar en las fuerzas de frenado y en la mitigación del sobreviraje. Generalmente está compuesto de elementos múltiples conectados entre sí por los “Endplates”, que permiten una mayor curvatura del alerón, un mayor ángulo de ataque y un atraso en la separación del flujo cerca del borde posterior [1], [2].

El elemento principal del alerón, generalmente el más grande y más bajo, proporciona el mayor downforce; mientras que los dos o tres perfiles aerodinámicos superiores y más pequeños proporcionan menos fuerza aerodinámica pero pueden mejorar la eficiencia del más bajo al evitar que el flujo de aire se detenga. A veces se coloca un perfil aerodinámico aún más bajo sobre la salida del difusor, lo que crea una región de baja presión justo debajo del alerón para ayudar al difusor a crear mayor carga aerodinámica debajo del vehículo.



Figura 15. Alerón trasero de un FSAE [7]

El flujo de aire en la parte trasera del vehículo puede verse afectado por muchas influencias diferentes (Intakes, carrocería, conductor, entre otros) del resto del vehículo en la parte delantera, esto hace que el alerón trasero sea menos eficiente aerodinámicamente que el alerón delantero, debido al flujo de aire con el que debe trabajar. Hay muchos parámetros que influyen en el comportamiento del alerón como lo son, el ancho de la brecha entre los elementos, la orientación

de cada elemento sucesivo y la torsión, y es por esto, que debe diseñarse adecuadamente para lograr la máxima eficiencia en función del flujo que llegue desde la parte delantera.

El alerón trasero generalmente genera casi el doble de carga aerodinámica que el alerón delantero para mantener el equilibrio de manejo del vehículo, pero esto también depende del diseño y la configuración de la suspensión de cada FSAE. Visualmente se puede apreciar una relación de aspecto o ángulo de ataque más grande en comparación con el alerón delantero, y con frecuencia, se usan dos o más secciones apiladas una encima de la otra para crear la cantidad de fuerza aerodinámica necesaria y maximizar el espacio disponible. En los vehículos con tracción en las ruedas traseras, esto es de vital importancia y el alerón trasero no solo agregará capacidades de aceleración y frenado, sino también agarre en las curvas.

Un ángulo de ataque alto aumenta el downforce pero también produce más arrastre, lo que reduce la velocidad máxima, por lo tanto, al competir en pistas FSAE con rectas largas y pocas vueltas, es mejor diseñar los alerones para tener un ángulo de ataque pequeño. Opuesto a eso, cuando el vehículo está compitiendo en pistas con muchas vueltas y pocas rectas, se requiere más downforce, por lo que es mejor diseñar los alerones para tener un mayor ángulo de ataque.

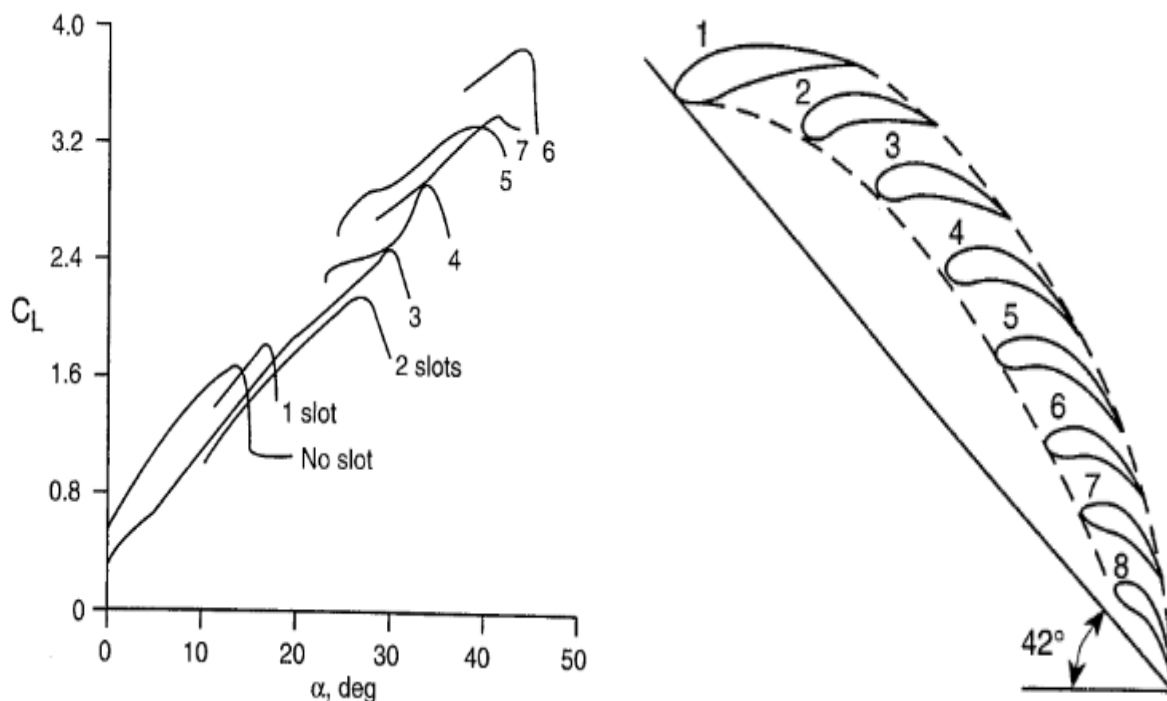


Figura 16. Variación del coeficiente de sustentación con el número de elementos [8]

El principal problema en el diseño del alerón trasero es la turbulencia o la "estela" que queda atrás de este dispositivo. Para asegurarse de que la estela se reduzca al mínimo, el aire que sale del vehículo no puede ser turbulento con vórtices. Sin embargo, debido al efecto Venturi debajo del vehículo y a que el alerón crea una carga aerodinámica, los dos flujos de aire que salen se encuentran en la parte posterior creando grandes vórtices y afectando significativamente la aerodinámica al generar arrastre, de modo que, siempre es un objetivo hacer que los dos flujos de aire se encuentren tan linealmente como sea posible.

Debido a su forma, los Endplates proporcionan una cómoda y resistente manera de montar los perfiles. Una función adicional de los Endplates traseros es ayudar a reducir la influencia del flujo ascendente de las ruedas. La división del perfil aerodinámico en elementos separados es una forma de superar la separación de flujo causada por gradientes de presión adversos.



Figura 17. Endplates del alerón trasero [2]

1.9.1 Gurney Flap

En altos ángulos de ataque, el aire no puede seguir el contorno inferior de la superficie del alerón y puede desprenderse, lo que reduce la eficiencia y agrega resistencia aerodinámica. Al agregar un borde pequeño conocido como Gurney Flap o Wickerbill en el parte posterior, se produce una presión más baja justo detrás que succiona el flujo inferior hacia la superficie. Normalmente su altura debe ser del orden del grosor de la capa límite local o del 1 % al 4 % de la longitud de la

cuerda del alerón para que sea eficaz. Básicamente, el dispositivo funciona aumentando la presión en la parte superior, disminuyendo la presión en el lado de succión y ayudando a que el flujo de la capa límite permanezca unido hasta el borde posterior en el lado de succión de la superficie aerodinámica.

El Gurney Flap seguramente causa un arrastre adicional, pero puede generar mayor carga aerodinámica debido a los ángulos de ataque más altos, también se usa como una forma rápida de afinar la carga que genera un alerón para ajustar la forma en que se maneja un vehículo, por lo que la mayoría de los equipos han ideado formas de cambiar el Gurney Flap rápidamente.

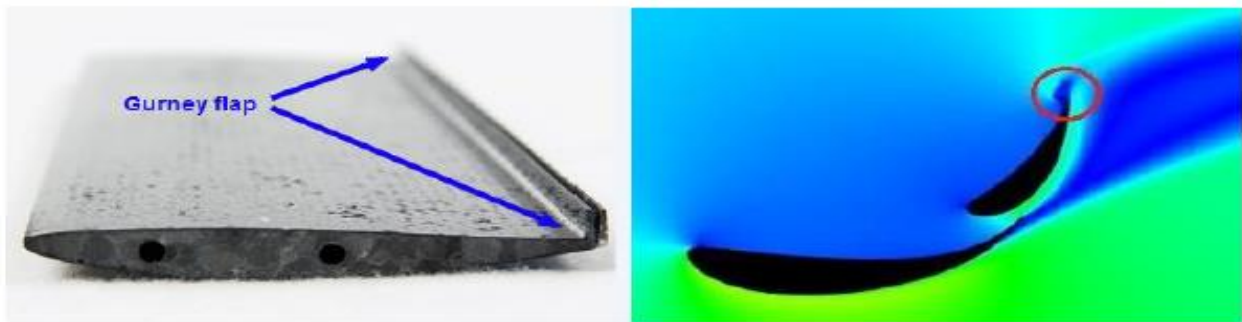


Figura 18. Gurney flap [2]

Por otro lado, en los eventos de Endurance y Skidpad donde la carga aerodinámica es de vital importancia para las curvas, algunos de los equipos más avanzados de FSAE utilizan un sistema de reducción de arrastre (Drag Reduction System) accionado mediante actuadores, con el objetivo de que el conductor tenga la capacidad, con solo presionar un botón, de regular el ángulo de ataque de los elementos del alerón trasero para aumentar la carga aerodinámica.



Figura 19. Sistema de reducción de arrastre (DRS) de un alerón trasero, Fórmula 1 [9]

2. PROCESO DE SIMULACIÓN COMPUTACIONAL DE LOS PERFILES ALARES EN 2D Y 3D

La dinámica de fluidos computacional (CFD) representa el uso de matemática aplicada, física, análisis numérico y estructuras de datos para resolver y analizar problemas que involucran flujos de fluidos, permitiendo visualizar cómo un fluido afecta a los objetos. La dinámica de fluidos computacional se basa en las ecuaciones de Navier-Stokes que describen cómo se relacionan la velocidad, la presión, la temperatura y la densidad de un fluido en movimiento.

Para el proceso de simulación se utilizó el software Ansys Fluent como paquete de CFD, el cual está equipado con diferentes solucionadores y es utilizado para organizar las partes de modelado, mallado, solución y post procesamiento de las diferentes simulaciones. En el presente capítulo se establece un flujo de trabajo para el proceso de simulación computacional de los perfiles alares en 2D y 3D, utilizando CFD. Una simulación CFD está constituida por tres etapas principales que se realizan estrictamente en ese orden.

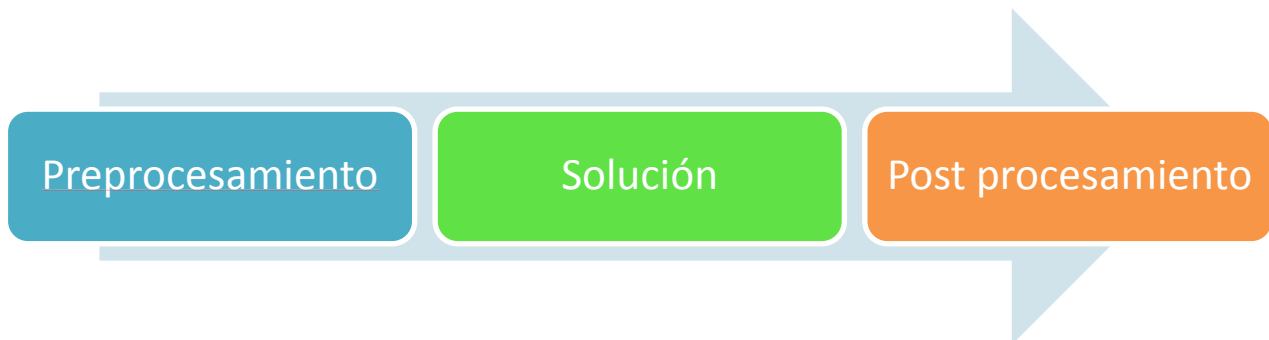


Figura 20. Etapas principales de una simulación CFD

Otro software que será utilizado en este trabajo es el XFLR5, herramienta ampliamente utilizada por la aeronáutica en la selección de perfiles aerodinámicos; como se mostrara más adelante, esta herramienta permite seleccionar diferentes tipos de perfiles y compararlos de manera más rápida que una simulación de CFD, lo que se asocia con un menor coste computacional, además de permitir simular diferentes condiciones de velocidad, densidad y geometría.

Por esta razón, se busca comparar los resultados obtenidos entre ambas herramientas, de manera que, partiendo de los resultados en 2D obtenidos en Ansys Fluent, se conozcan las diferencias y

limitaciones que conllevaría utilizar el XFLR5 como herramienta principal de selección y comparación.

2.1 PREPROCESAMIENTO

En el preprocesamiento se lleva a cabo la creación de la geometría que queremos analizar, así como un dominio donde se involucren las condiciones de frontera y la preparación de la malla. Es importante resaltar que cada paso cuenta con un proceso diferente, ya sea para verificar la calidad de la malla o para definir un correcto modelo, por lo tanto, se hace indispensable conocer los parámetros que a continuación serán mencionados.

2.1.1 Concepciones del diseño

Con base en los estudios [10], [11], [12], se seleccionaron los perfiles aerodinámicos que podrían ser utilizados para el alerón delantero y trasero, los perfiles se muestran en la figura 21 y fueron extraídos de la base de datos Airfoilttools [13].

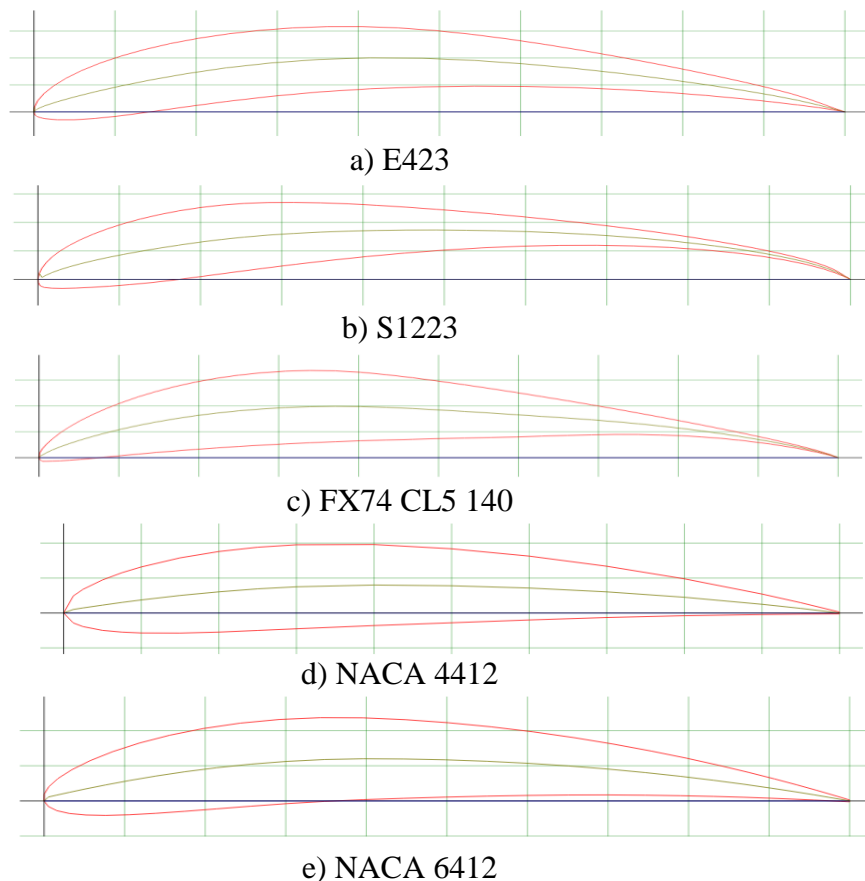


Figura 21. Perfiles alares seleccionados

Además con base en los mismos estudios, se sabe que los perfiles b y c, son los que han presentado mayor coeficiente de sustentación a un ángulo determinado. Ambos perfiles se simularan en Ansys Fluent con el propósito de compáralos con el software XFLR5, y como se verá posteriormente, son estos mismos perfiles los que serán utilizados como elementos principales del alerón delantero y trasero.

Las dimensiones generales de los perfiles para ambas simulaciones son iguales, se tomaron con base en las reglas, ver anexos, y en valores unitarios como por ejemplo en la envergadura para simplificar el cálculo de los modelos. Las dimensiones utilizadas para esta comparación son: a) Longitud de cuerda, $L_c = 300$ mm; b) Span o envergadura, $S_p = 1$ m.

2.1.2 Limpieza de la geometría

Cuando se configura un modelo en un software de CFD, generalmente hay una geometría de interés que se importa desde un paquete de diseño asistido por computadora (CAD) como SolidWorks. El primer paso básico después de importar el CAD, consiste en una "limpieza" de la geometría para eliminar cualquier tipo de error que pueda haber ocurrido durante el proceso de diseño. Muchos de estos errores pueden generalizarse como problemas de traducción de archivos, exportar estos archivos fuera del software CAD a un formato de archivo neutro como IGES, STEP, SAT, entre otros, puede introducir representaciones erróneas en la geometría. Dependiendo de la gravedad del problema, a veces se puede generar una malla incluso cuando existen errores, sin embargo, en la mayoría de los casos, se recomienda resolverlos antes de realizar la malla.

En algunos casos, existen pequeños detalles en la geometría que, si se combinan, darían como resultado elementos muy pequeños y una cantidad de elementos potencialmente enorme. Las curvas y superficies pequeñas a veces pueden resultar de detalles en el diseño del modelo que pueden no ser necesarios para el análisis o incluso pueden ser el resultado de una construcción descuidada del modelo CAD. En cualquier caso, es importante eliminar o modificar estas características, de modo que, cuando se unan, la representación será una única malla continua [2].

La “limpieza” de las geometrías se realizó principalmente para el análisis en 3D por medio de la herramienta Repair encontrada en la interfaz del SpaceClaim, interfaz asociada a Ansys Fluent; esta herramienta permite corregir problemas como esquinas, pequeñas caras, entre otros.

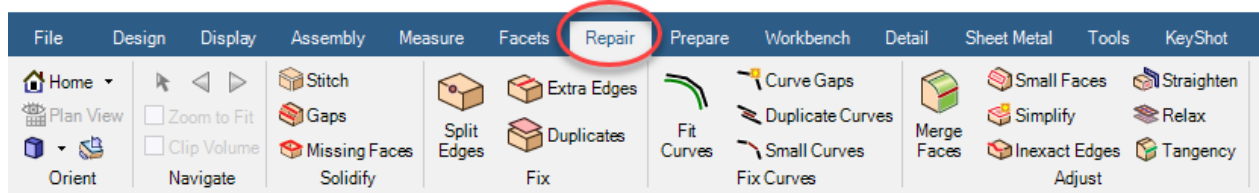


Figura 22. Herramienta de limpieza [14]

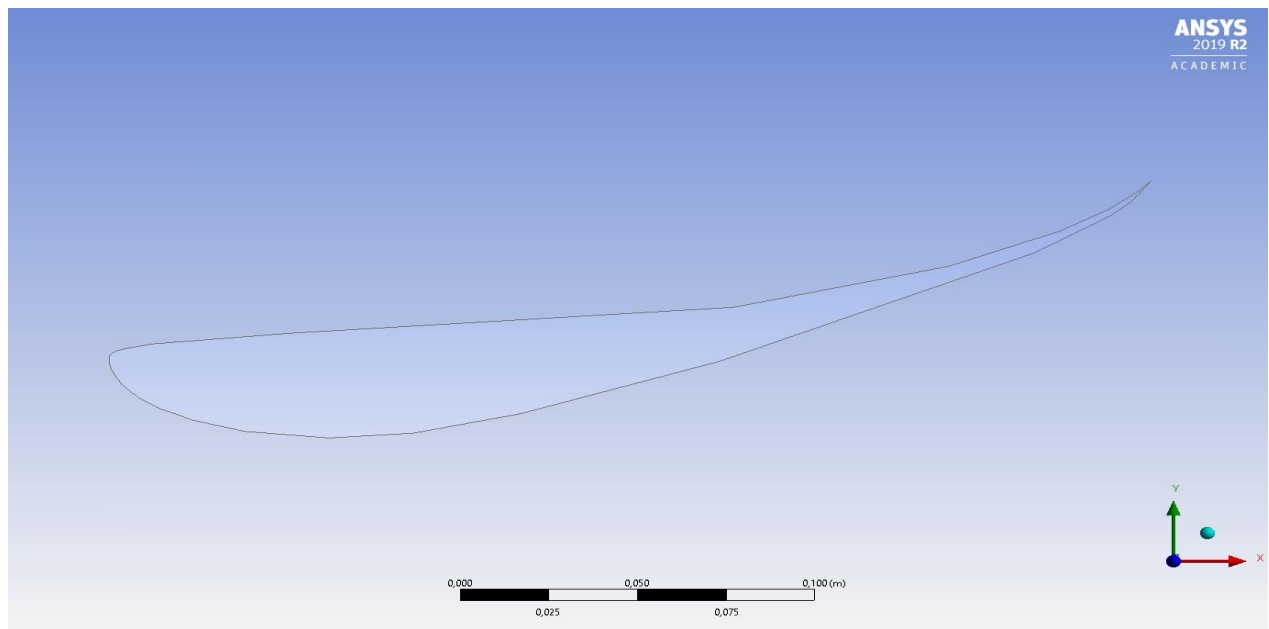


Figura 23. Perfil aerodinámico en 2D

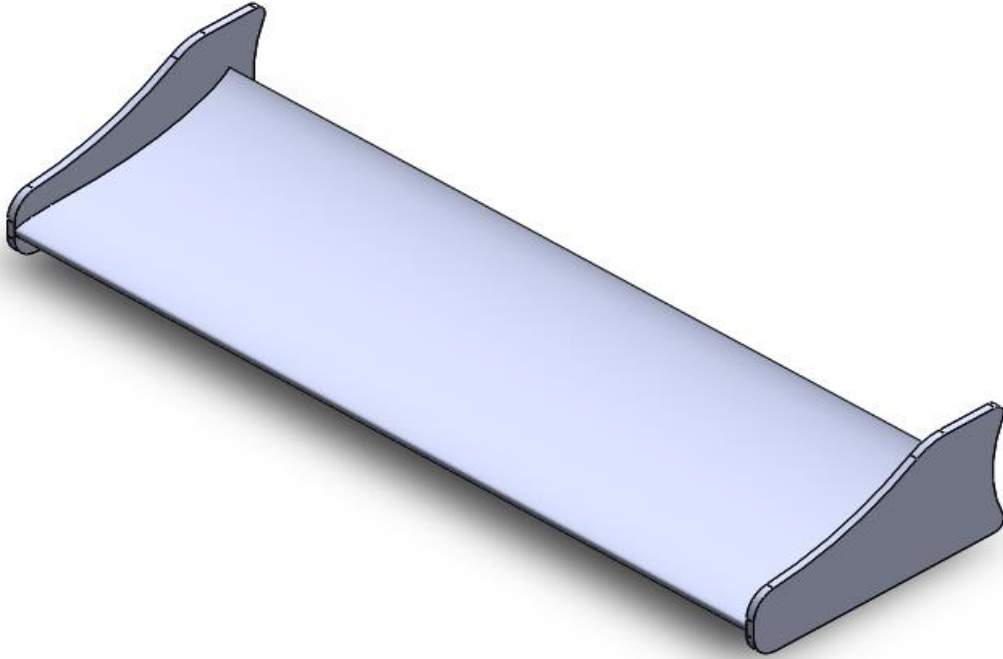


Figura 24. Perfil aerodinámico en 3D

2.1.3 Creación del dominio

Durante el preprocesamiento, el dominio del fluido dentro del cual se realizará la simulación de CFD debe definirse cuidadosamente para garantizar la fiabilidad de los resultados. En aerodinámica externa (3D), el dominio tiene la forma de una caja rectangular y representa un túnel de viento virtual en el que debe colocarse el cuerpo de interés, la entrada al túnel de viento se coloca por delante de la geometría de cuatro a cinco veces la longitud característica, la salida del túnel de viento se coloca detrás de la geometría de ocho a diez veces la longitud característica aproximadamente, mientras que las paredes laterales del dominio se colocan de dos a tres veces la longitud característica.

Para el dominio en 2D el límite está dado por las líneas AB, BC, CD, y el semi-círculo formado entre los puntos D y A mostrados en la figura 26, y la ubicación de la coordenada de origen para ubicarlos se muestra en la figura 25 [15]. Se debe asegurar que siempre haya suficiente espacio entre la entrada, la geometría y la salida, para cualquiera de los dos casos (2D o 3D).

Para reducir el número de elementos de la malla y, por lo tanto, el tiempo de cálculo, se utiliza un plano de simetría en el centro del alerón para el dominio en 3D. El dominio computacional

simétrico se puede usar para reducir el esfuerzo de cálculo sin una pérdida significativa de precisión y puede ahorrar hasta un 50 % o más en el tiempo de respuesta de la simulación [16]. Además, puede usar la memoria para ejecutar simulaciones más precisas con más elementos agrupados en áreas de interés. Sin embargo, no siempre se tiene en cuenta que un modelo simétrico también tendrá un campo de flujo simétrico.

Se sabe que, para el flujo externo sobre un vehículo FSAE, el flujo es lo suficientemente simétrico para ejecutar solo una simulación en medio modelo simétrico. Las simulaciones simétricas tampoco son aplicables si los límites del dominio representan las paredes de un verdadero túnel de viento, en este caso, la simulación debe tener en cuenta los efectos de pared relacionados. Se recomiendan simulaciones con el dominio completo del vehículo cuando el vehículo se prueba en las curvas o si se debe hacer una correlación con los datos experimentales.

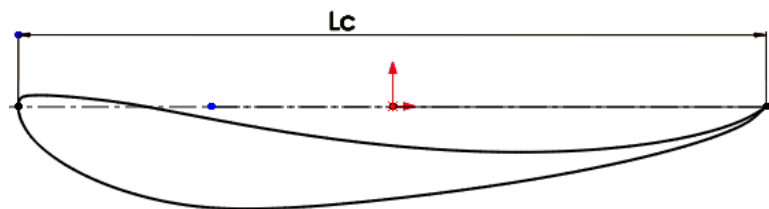


Figura 25. Coordenada de referencia, $L_c = 300$ mm

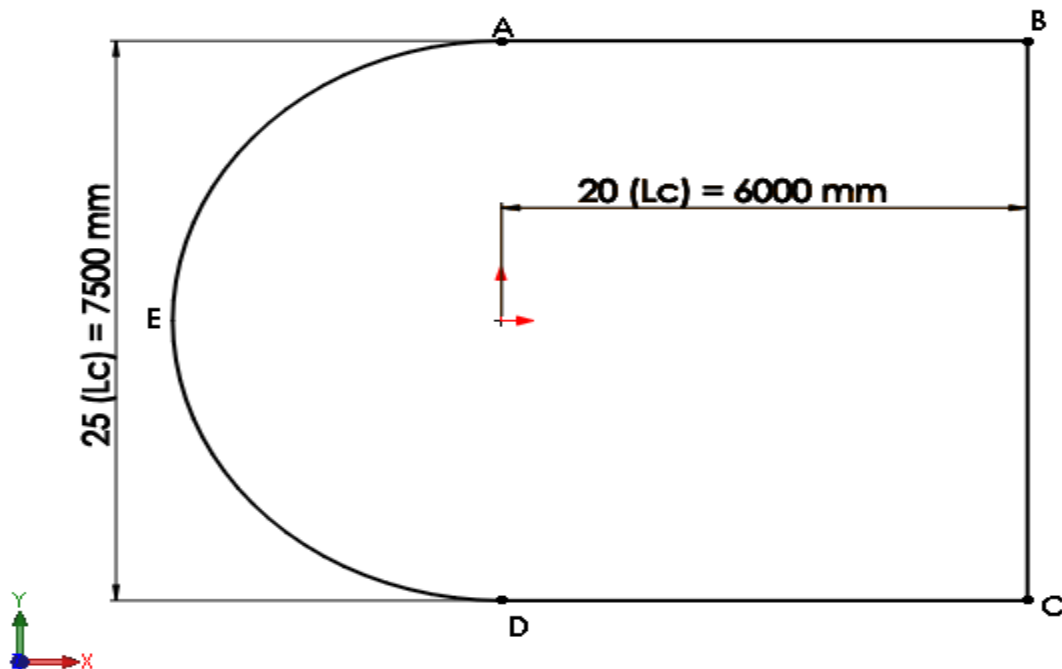


Figura 26. Dominio para la simulación en 2D

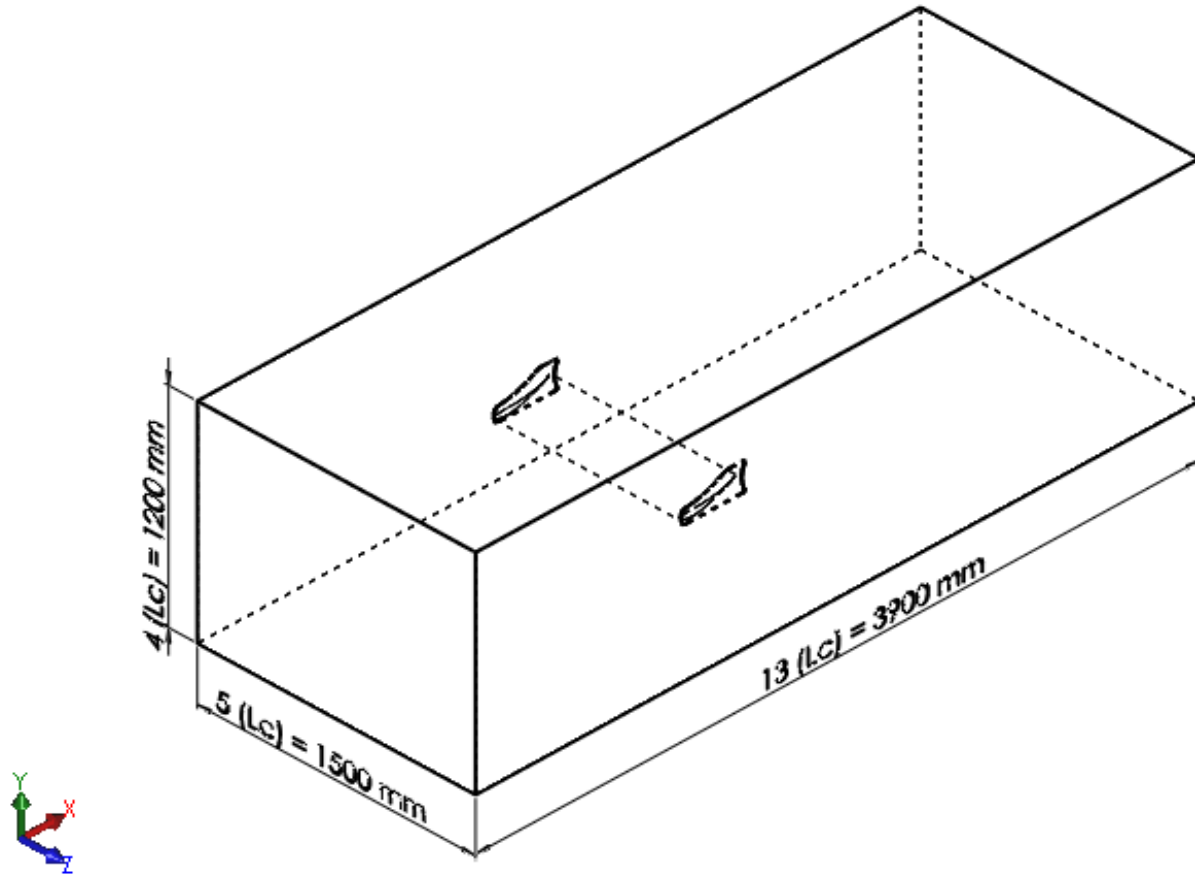


Figura 27. Dominio para la simulación en 3D

2.1.4 Mallado

Un paso del preprocesamiento para el análisis de CFD es la discretización del dominio de interés, y se denomina generación de malla. La configuración de una malla debe tener en cuenta el comportamiento esperado del flujo, así como, una hipótesis del fenómeno a simular. Estos comportamientos pueden ser obtenidos mediante refinamientos o consideraciones en la capa límite. Se debe tener en cuenta que para el análisis de perfiles alares o alerones es indispensable tener un control sobre la capa límite y regiones cercanas, con el fin de obtener valores y comportamientos certeros.

Para garantizar un mallado de alta calidad en una superficie y para todos los modelos, se utilizan cuatro criterios de calidad que se definen de acuerdo con Ansys Fluent. El primer y más

importante criterio de calidad es la asimetría (Skewness), el segundo permite determinar los ángulos entre caras, el tercero la calidad ortogonal y el último el aspect ratio.

a) Skewness. De acuerdo con la definición de la asimetría, un valor de cero indica una celda equilátera y un valor de uno indica una celda completamente asimétrica. Las celdas con un valor de asimetría por encima de uno no son válidas. Deben evitarse las celdas muy asimétricas ya que pueden disminuir la precisión de la solución e incluso desestabilizarla.

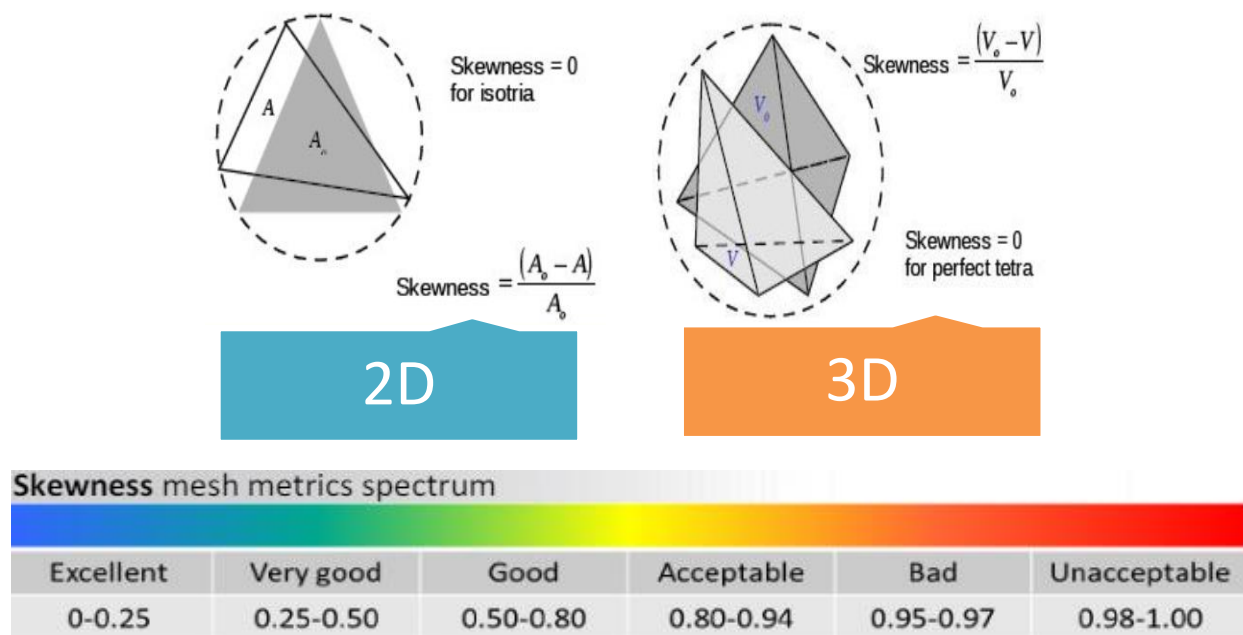


Figura 28. Criterio de calidad, Skewness [2]

b) Ángulos mínimos y máximos. El criterio de ángulo mínimo y máximo se calcula utilizando la posición de sus nodos en una esquina. El ángulo máximo para un triángulo, es el de un triángulo equilátero, es decir 60 °, mientras que Fluent establece el límite de ángulo mínimo en 30 °.

c) Orthogonal Quality. La calidad ortogonal se calcula usando el vector normal de la cara, el vector del centroide de la celda a cada una de las celdas adyacentes y el vector del centroide de la celda a cada una de las caras.

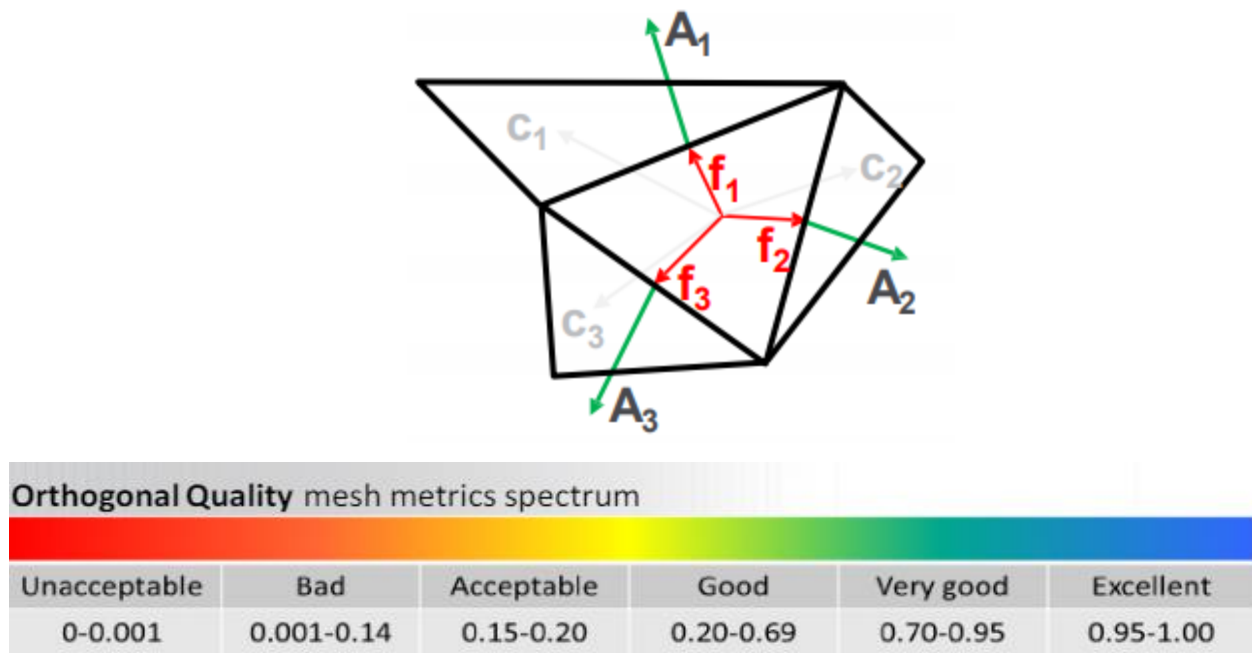


Figura 29. Criterio de calidad, orthogonal quality

d) Aspect ratio. Y finalmente, como último criterio utilizado, el “Aspect ratio” es la proporción entre la línea más larga sobre la línea más corta del elemento. El valor ideal de “Aspect ratio” es de uno para un triángulo equilátero. En parte izquierda de la figura 30, se muestra un aspect ratio de uno, y en la parte derecha un aspect ratio mayor a uno.



Figura 30. Criterio de calidad, aspect ratio

- **Mallado de una superficie**

El primer paso en el procedimiento del mallado en una superficie es la imposición del tamaño promedio estimado del elemento en toda la geometría. El tipo más común de elemento que se utiliza para una simulación de CFD en 2D es el elemento triangular. El refinamiento a lo largo de los alerones es de vital importancia, ya que, es justo en estas zonas donde habrá una capa límite que debe ser representada lo mejor posible mediante varios puntos cercanos en una dirección

normal, permitiendo que la solución numérica modele la rápida variación de la velocidad y la presión en dirección del flujo. Sin embargo, también existen grandes gradientes en áreas que se alejan de las superficies del alerón, como en la estela generada detrás del perfil, por lo que, también se hace necesario crear una malla adecuada en estas áreas.

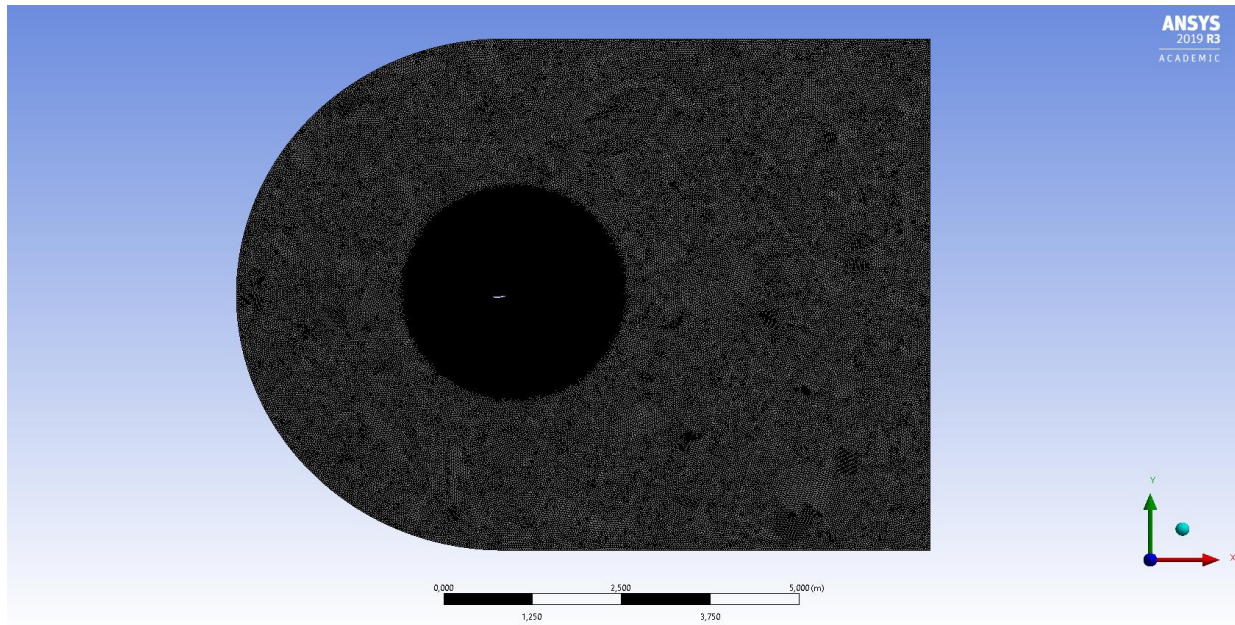


Figura 31. Malla en 2D

En la creación de la malla para el análisis en 2D se establecen las siguientes condiciones de mallado que permiten cumplir estas observaciones. Se creó un refinamiento alrededor del alerón por medio de una esfera de influencia con el objetivo de abarcar la estela generada por el alerón, donde los elementos de esta zona tienen un tamaño de 0,008 m, y se reducen en 0,022 m respecto al dominio principal. El tamaño de la zona de refinamiento de los elementos puede visualizarse en la figura 32.

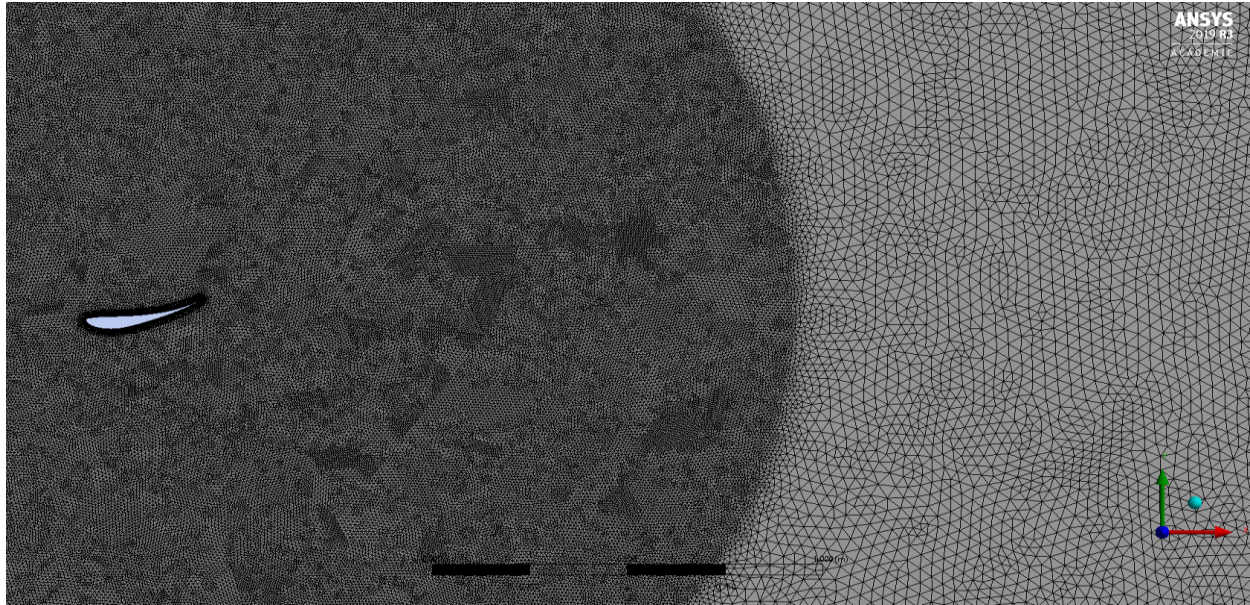


Figura 32. Refinamiento de la malla en 2D

Por último, con el fin de obtener mayor precisión en el comportamiento del flujo alrededor de la superficie, se definió una zona más fina mediante un “Inflation”. Esta configuración, crea una capa de elementos circundantes al contorno del alerón permitiendo discretizarla de manera más precisa mediante capas. Los elementos de estas capas son aún más pequeños y permiten desarrollar de manera precisa la capa límite. El tamaño de esta zona se presentara más adelante cuando se aborde el tema de los modelos de turbulencia y el conocido y^+ .

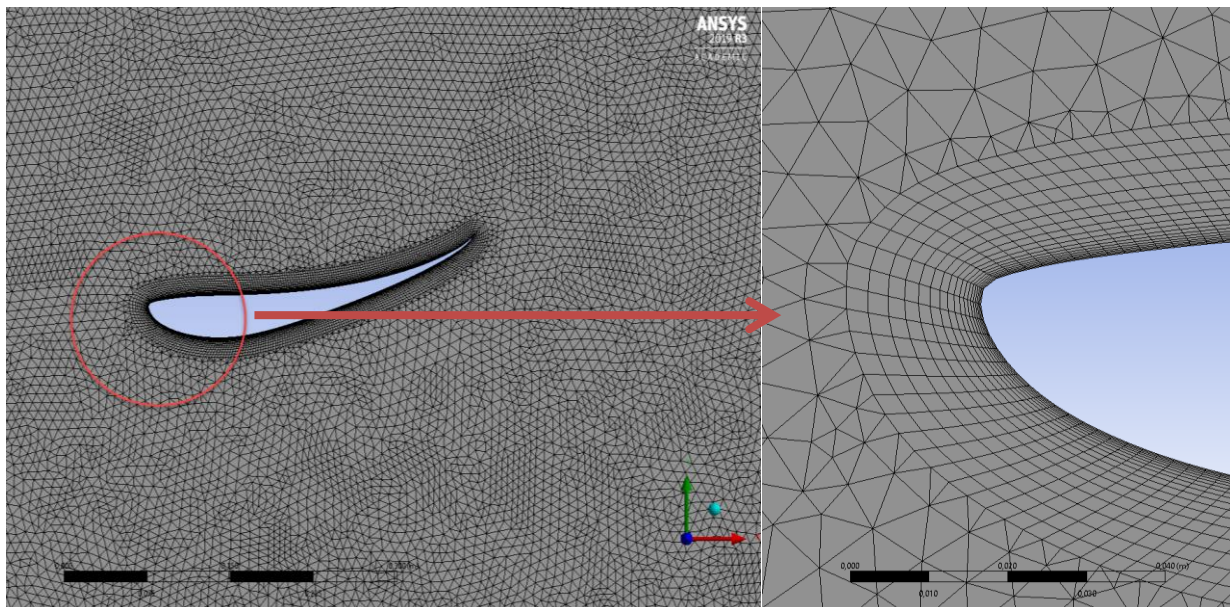


Figura 33. Inflation de la malla en 2D

Y como se mencionó anteriormente, es indispensable conocer los criterios de calidad obtenidos para cada configuración, es por esto que, para la malla creada se revisan y se validan los resultados con las recomendaciones descritas, como se muestra en la tabla dos.

Tabla 2. Ejemplo de configuración de la malla para el análisis en 2D

Tipo de elementos	Triángulos
Tamaño del elemento	0,03 m
Calidad del elemento promedio	0,945
Aspect ratio promedio	1,317
Ángulos mínimos y máximos, promedio	72,657 °
Skewness	0,0750
Orthogonal Quality	0,954
Número de Elementos	383.825

- **Mallado para un volumen**

El paso siguiente del preprocesamiento es la generación del mallado para un volumen que va a discretizar el dominio del fluido con elementos tetraédricos. Los elementos tetraédricos (tetra) son elementos sólidos que se han extraído de elementos triangulares del 2D. Como hay muchas geometrías complejas, es necesario tener algunas regiones de mallado donde se use un control volumétrico local para capturar el vórtice y la estela del flujo, de forma similar a lo utilizado en el mallado en una superficie, algunas de estas regiones importantes son la estela detrás del alerón y la capa límite. Para controlar el volumen de la malla cerca del alerón, se pueden crear zonas de influencia con el fin de refinar la malla en estas regiones importantes. Estas zonas de influencia deben extenderse aproximadamente la mitad de una longitud característica en el frente, hacia los lados y hacia la parte superior, y alrededor de una longitud característica en la estela.

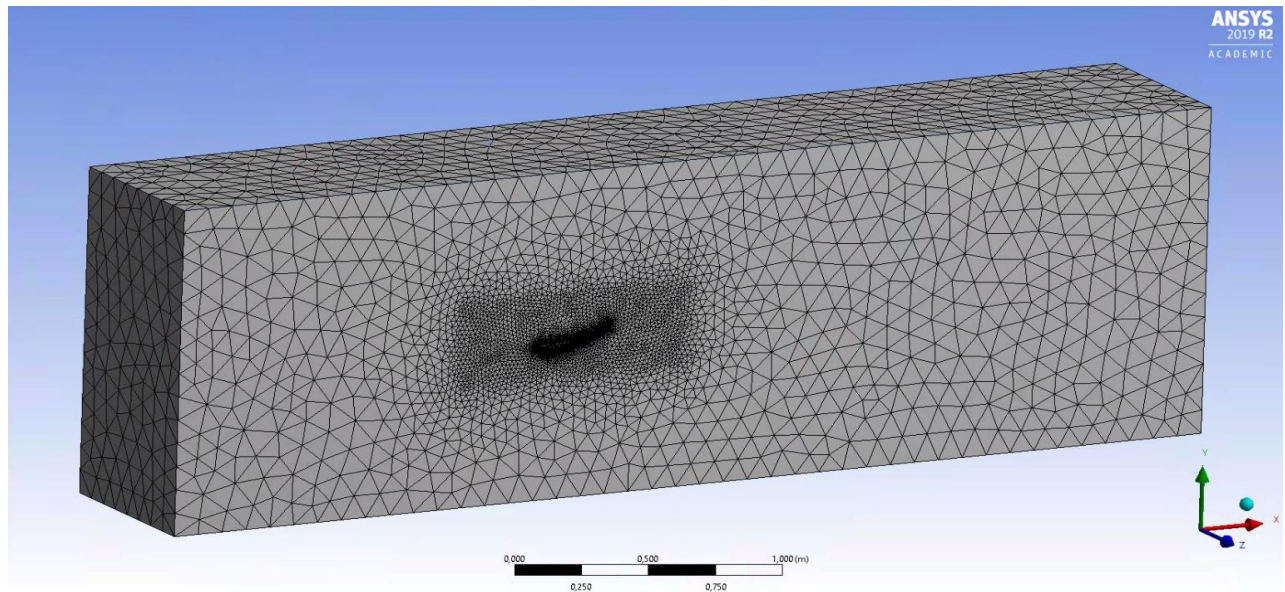


Figura 34. Malla en 3D

En la creación de la malla para el dominio en 3D, se creó un refinamiento alrededor del alerón por medio de un cuerpo de influencia de geometría rectangular; el tamaño de los elementos de esta zona es de 0,016 m, lo que permite reducir el tamaño en 0,084 m respecto al dominio principal. El tamaño de la zona de refinamiento de los elementos puede visualizarse en la figura 35.

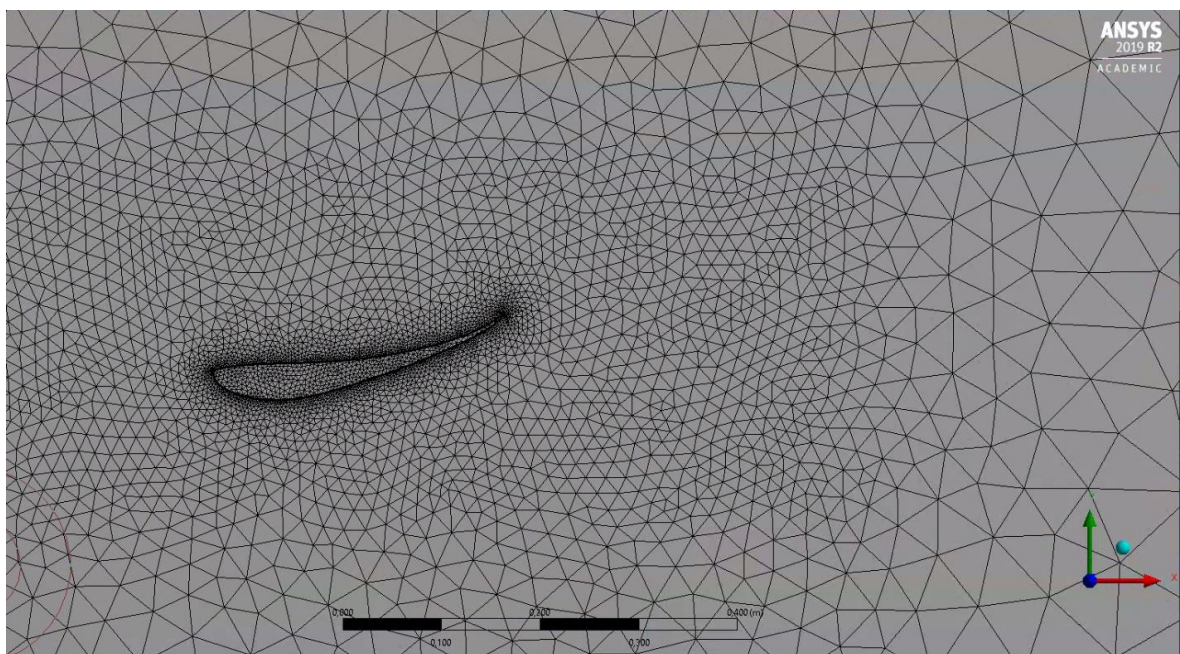


Figura 35. Refinamiento de la malla en 3D

Finalmente, al igual que para el mallado en 2D, se definió una zona más fina mediante un “Inflation” con el objetivo de modelar la capa limite sobre el alerón.

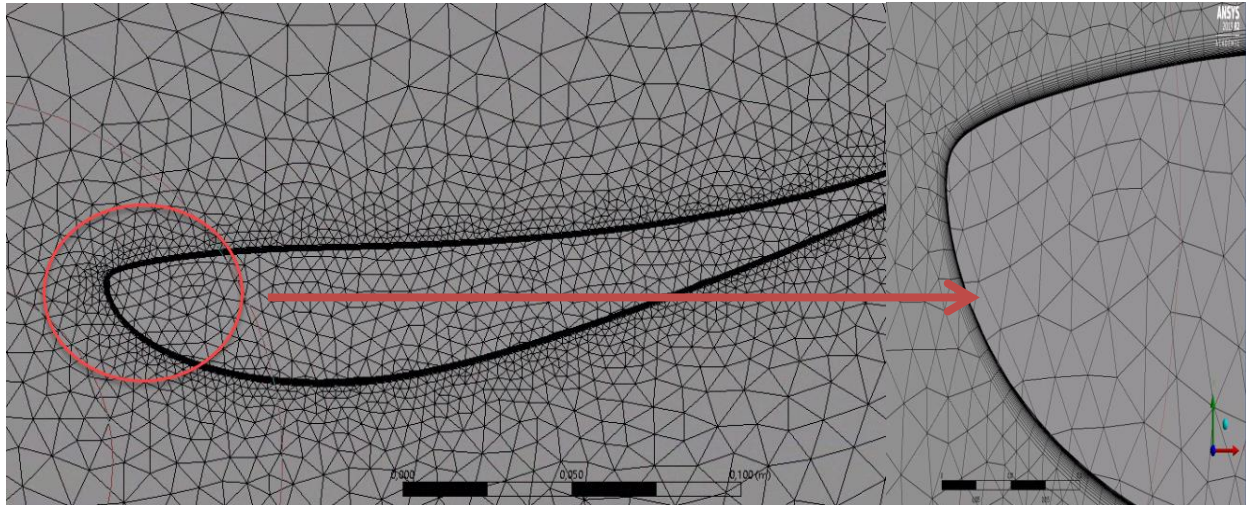


Figura 36. Inflation de la malla en 3D

También se hace indispensable conocer los criterios de calidad obtenidos para el mallado en 3D, es por esto que, para la malla creada se revisan y se validan los resultados con las recomendaciones descritas como se muestra en la tabla tres.

Tabla 3. Ejemplo de configuración de la malla para el análisis en 3D

Tipo de elementos	Tetraedros
Tamaño del elemento	0,1 m
Calidad del elemento promedio	0,645
Aspect ratio promedio	30,187
Ángulos mínimos y máximos, promedio	89,083
Skewness	0,234
Orthogonal Quality	0,756
Número de Elementos	1.239.261

2.2 SOLUCIÓN

Las leyes para conocer el movimiento de una partícula en un fluido se conocen como ecuaciones de Navier-Stokes, y son estas ecuaciones las que mediante la discretización del dominio y cálculos iterativos, se solucionan para obtener un valor aproximado del modelo en estudio [17]. Las condiciones de contorno y las condiciones iniciales también son importantes para resolver el problema, por lo que, para realizar la solución es necesario conocerlas a fin de obtener un buen resultado. En la siguiente figura se presentan las suposiciones y delimitaciones del trabajo.



Suposiciones	Alcance/Delimitación
	
<input type="checkbox"/> Condiciones ambientales ideales	<input type="checkbox"/> No se tiene una correlación de datos en tiempo real, por parte de un túnel de viento
<input type="checkbox"/> El flujo de aire es incomprensible	<input type="checkbox"/> La simulación solo incluye la condición para línea recta. No se simula ninguna curva
<input type="checkbox"/> No hay pérdidas de energía debido a la fricción entre el aire y la superficie de los alerones	<input type="checkbox"/> El flujo que se aproxima al vehículo es uniforme, por lo que, el nivel de turbulencia es bajo
<input type="checkbox"/> No se transfiere energía térmica	
<input type="checkbox"/> Los resultados de la simulación, se asumen como condiciones de trabajo reales	
<input type="checkbox"/> El flujo de aire está en estado estable	

Figura 37. Suposiciones y alcance de la simulación

2.2.1 Condiciones de frontera para el análisis 2D y 3D de los perfiles alares

Las condiciones de frontera asignadas a las superficies mostradas se basaron en las recomendaciones bibliográficas, en lo que respecta al análisis 2D, se siguieron las pautas descritas por la guía de simulación de la Universidad de Cornell [15], ver figura 38; mientras que para el análisis en 3D, se siguieron las condiciones descritas por Ioannis Oxyzoglou [2], ver

figura 39. Otros autores como HETAWAL & CIA [16], asignaron estas mismas condiciones de frontera para realizar el estudio aerodinámico de un vehículo tipo Fórmula SAE.

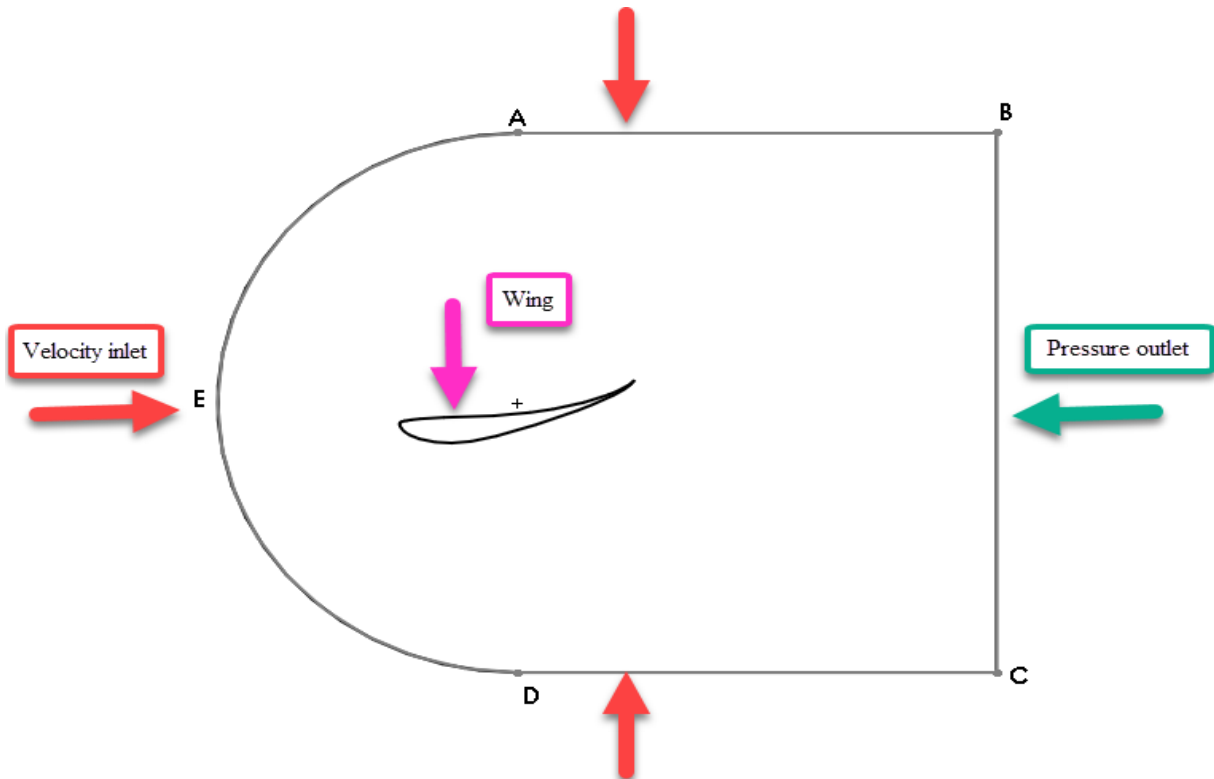


Figura 38. Condiciones de frontera para el análisis en 2D

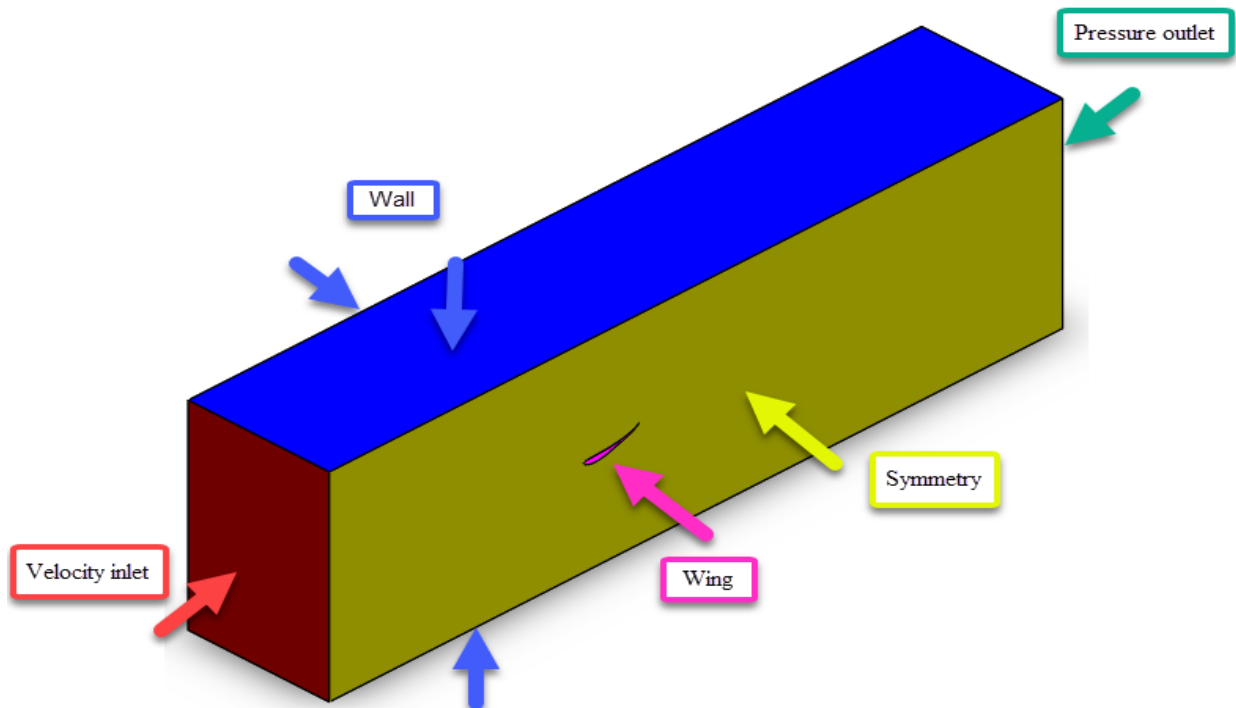


Figura 39. Condiciones de frontera para el análisis en 3D

Las condiciones asignadas a cada posición se resumen en la tabla 4, se considera la velocidad máxima del vehículo en 60 km/h, equivalente a 16,66 m/s, ya que, esta es la velocidad promedio de un vehículo Fórmula SAE al momento de pasar una curva. La condición de presión a la salida del dominio se establece a nivel del mar, es decir que la presión manométrica local es de 0 Pa.

Tabla 4. Condiciones asignadas a cada posición

Geometría (color)	Posición	Condición de frontera
Rojo	Entrada	Velocity inlet, $V=16,66$ m/s
Verde	Salida	Pressure outlet, gauge pressure = 0 Pa
Azul	Paredes	Wall, no slip
Amarillo	Pared lateral	Symmetry
Rosado	Alerón	Wall, no slip

2.2.2 Modelos de turbulencia

Dado que el flujo de aire alrededor de un vehículo FSAE es turbulento, se debe seleccionar un modelo que represente de la manera más aproximada este comportamiento. Hay muchos modelos y soluciones diferentes, la aplicación de cada uno depende del problema y la simulación que se quiera resolver, ya que, cada modelo es mejor en una situación específica.

Los modelos RANS (Reynold's Averaged Navier-Stokes Equation), son los más comunes en la industria debido a su bajo coste computacional. Estos utilizan valores promedios en la resolución de las ecuaciones de Navier-Stokes e históricamente han probado su gran precisión en una amplia cantidad de casos [12],[18].

Los cuatro principales modelos de turbulencia utilizados en la industria automotriz son, el k- ϵ (k- ϵ), el k- ω (k- ω), Lattice-Boltzmann y Large Eddy Simulation (LES). De estos modelos, el k- ϵ y k- ω son los más utilizados y se resuelven mediante RANS. La fidelidad de las predicciones de CFD para el flujo turbulento depende en gran medida de la calidad del modelo de turbulencia. Esto es aún más importante para el flujo alrededor de los vehículos terrestres, cuyas características de flujo sobresalientes incluyen capas límites tridimensionales con una fuerte curvatura, separación y vórtices.

En lo que respecta al modelo k- ϵ , existen diferentes versiones como el modelo estándar k- ϵ , el modelo RNG k- ϵ y el modelo Realizable k- ϵ , que permiten desarrollar e iterar de manera diferente las ecuaciones de Navier-Stokes. El modelo Realizable k- ϵ es un desarrollo relativamente reciente y difiere del modelo estándar k- ϵ en dos aspectos importantes. El modelo Realizable k- ϵ contiene una nueva formulación para la viscosidad en flujo turbulento y una nueva ecuación de transporte para la tasa de disipación, el término "Realizable" significa que el modelo satisface ciertas restricciones matemáticas consistentes con la física de los flujos turbulentos. Ni el modelo estándar k- ϵ ni el modelo RNG k- ϵ son "Realizable".

El modelo Realizable k- ϵ ha mostrado en aplicaciones industriales que es posible lograr buenos resultados, como por ejemplo en la obtención del coeficiente de arrastre, con errores del 2 % al 5 %. Debido a su desarrollo matemático, es muy estable y converge rápidamente, además de ser adecuado para procesos automatizados que permiten una gran cantidad de cálculos en un período de tiempo relativamente pequeño [4], [19], [20], [21].

- **Capa limite**

Un aspecto crucial a definir en la simulación, es el tratamiento que se le dará a la capa límite, ya que es uno de los parámetros más críticos para poder obtener una solución confiable y aproximada de los coeficientes de sustentación y arrastre. Es necesario por lo tanto, efectuar una representación de manera precisa que permita obtener una buena predicción de los flujos turbulentos delimitados por las superficies del alerón.

En la herramienta ANSYS Fluent se plantean varias formas de modelar la capa limite, sin embargo, es necesario introducir un concepto de gran importancia para el tratamiento de estos fenómenos, el llamado y^+ .

a) y^+ y y^+_+

Se trata de una medida de longitud adimensional utilizada para determinar el refinamiento necesario que debe tener la malla en la zona cercana al muro, para cumplir las condiciones necesarias para el buen funcionamiento del tratamiento cercano a la pared.

$$y^+ = y \frac{\mu_\tau}{\nu} \quad (5)$$

Donde y es la distancia (en metros) desde la superficie del modelo hasta el primer nodo más cercano de la malla, μ_τ es la velocidad de fricción en la pared más cercana, y ν es la viscosidad cinemática local del fluido.

La adimensionalidad provoca que, independientemente de las condiciones del flujo o del espesor de la capa límite, el mismo valor de y^+ siempre se encontrará en la misma zona proporcional de esta capa límite. De esa manera, se permite determinar el tamaño del refinamiento de la malla sin necesidad de singularizar para cada caso planteado. No obstante, es importante conocer que la malla se construirá con los valores reales de “ y ” y no con y^+ .

La capa límite turbulenta se puede dividir en tres subcapas bien diferenciadas, cada subcapa se encuentra en un rango de y^+ determinado, sea cual sea la condición de operación, ver figura 40. A modo de resumen, los intervalos aproximados que relacionan el y^+ y la posición en la capa límite son: Subcapa viscosa $y^+ = 0 - 5$, capa de transición $y^+ = 5 - 30$, y capa turbulenta completamente desarrollada $y^+ = 30 - 300$.

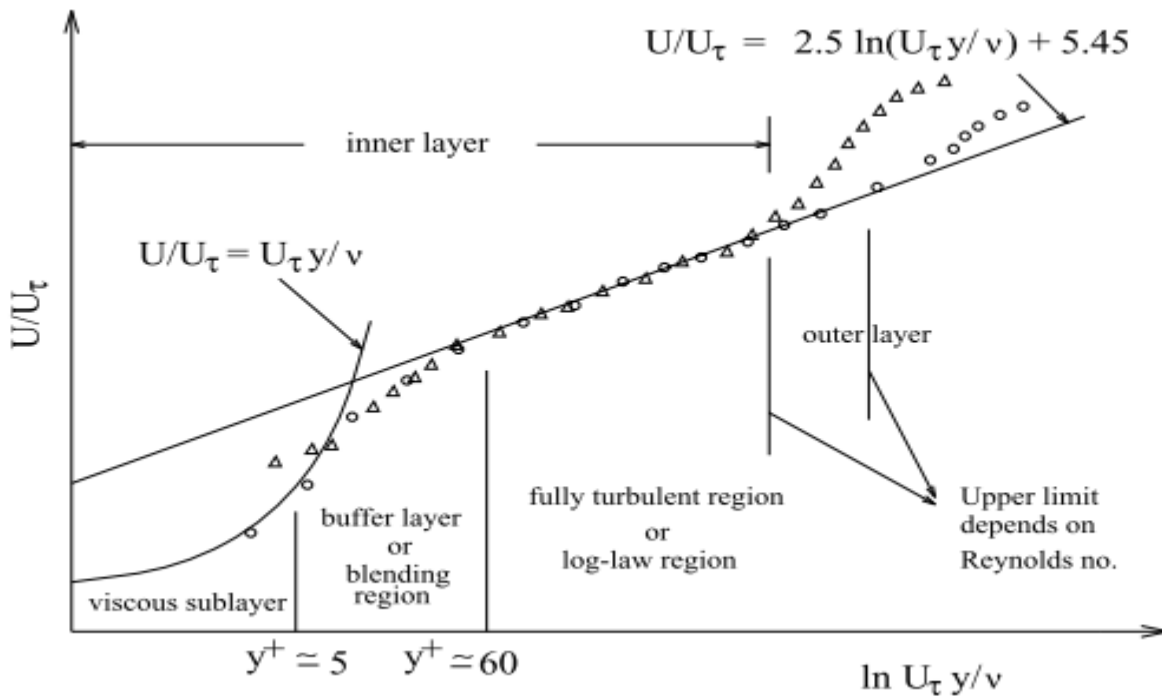


Figura 40. Subdivisiones de la capa límite y la relación y^+ [22]

Es así como, en relación a esta condición se recomienda utilizar el siguiente sitio web (www.cfd-online.com/Tools/yplus.php) para obtener el valor estimado de y , valor que como se mencionó anteriormente, fue utilizado en la creación del Inflation para las mallas de los perfiles en 2D y 3D. En la figura 41 se muestran los valores utilizados y obtenidos para el trabajo.

Input		
Freestream velocity:	<input type="text" value="16.66"/>	[m/s]
Density:	<input type="text" value="1.225"/>	[kg/m3]
Dynamic viscosity:	<input type="text" value="1.7894e-5"/>	[kg/ms]
Boundary layer length:	<input type="text" value="0.3"/>	[m]
Desired Y+ value:	<input type="text" value="1"/>	[]

Output		
Reynolds number:	<input type="text" value="3.4e+5"/>	[]
Estimated wall distance:	<input type="text" value="1.8e-5"/>	[m]

Figura 41. Estimación de la dimensión de la subcapa viscosa

Del mismo modo se sugiere utilizar la siguiente ecuación para conocer la altura total de la capa límite que será implementada en la simulación.

$$l_{total} = \frac{l_1 (r^n - 1)}{r - 1} \text{ para } r \neq 1 \quad (6)$$

donde:

l_{total} : Altura total de la capa límite

$l_1 = y$: Primera celda

r : Proporción de crecimiento

n : Número de celdas

El número de celdas y la proporción de crecimiento son factores que pueden variar dependiendo del tamaño de la malla, la proporción de crecimiento por defecto que aplica Ansys Fluent es de 1,2 mientras que el número de celdas es una elección que depende de la experiencia y del caso a

simular. La recomendación para conocer el número de celdas es buscar un valor donde la transición entre la capa límite y la zona de influencia presenten valores aceptables en cuanto a los criterios de calidad y tamaño, ver figura 33.

b) Tratamientos cercanos al muro

Para el modelado y representación de dicha capa límite se conocen dos tratamientos que cubren diferentes rangos de turbulencia, gasto computacional y precisión. Estos tratamientos son, el Wall-Function y Near-Wall Model (Tratamiento refinado).

El primero no resuelve la subcapa viscosa ni la de transición, sino que utiliza formulas semi-empíricas llamadas Wall-Function (o funciones de pared) que unen los efectos de la propia superficie con la subcapa turbulenta totalmente desarrollada, generando así un efecto “parche”. Mientras que el segundo tratamiento por el contrario, es capaz de resolver la capa límite completamente, aunque esto requiera un mayor refinamiento en todo el modelo y por tanto, una mayor potencia computacional. Se representa en la figura 42, un esquema gráfico del efecto y funcionamiento de cada uno de los tratamientos cercanos al muro.

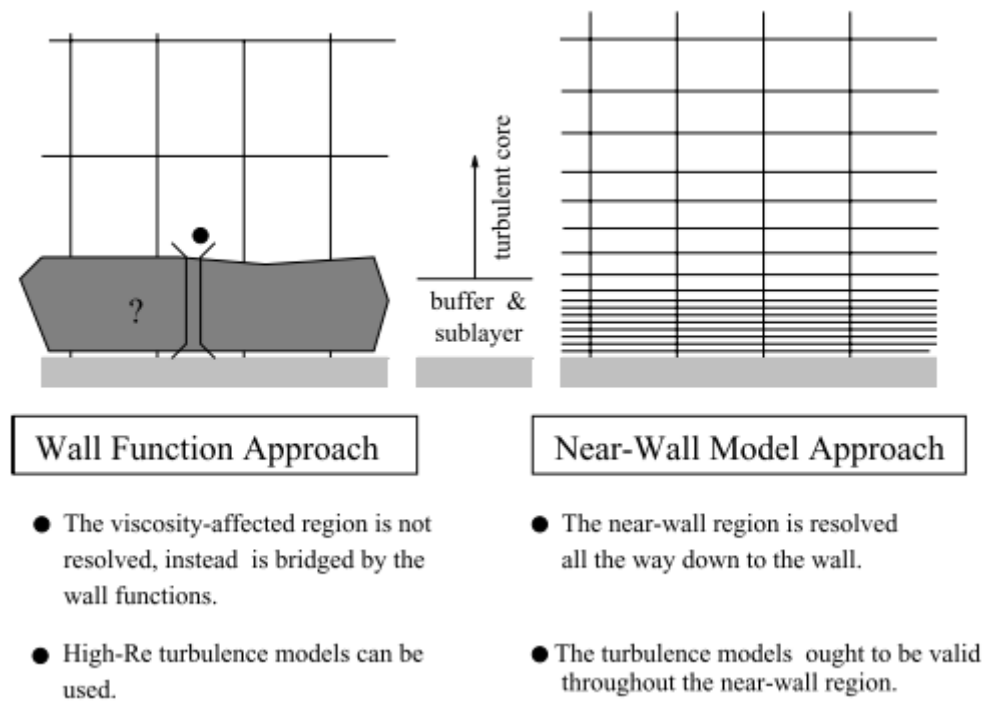


Figura 42. Tratamientos de la capa límite en Fluent [22]

Bajo las características expuestas, el tratamiento Wall-Function suele ser utilizado en aplicaciones de altos números de Reynold, ya que la zona afectada por la viscosidad se ve reducida en tamaño y por tanto, el error que introduce este tratamiento al estimar la zona viscosa es más pequeño, y además, el gasto computacional es sensiblemente inferior al segundo tratamiento. Sin embargo, si se trata con bajos números Reynolds, o se necesita de gran precisión en la zona de capa límite, es necesaria la utilización del Near-Wall Model.

Cuando se utilice el tratamiento de Wall-Function será necesario situar el primer nodo o capa en el intervalo $y^+ = 30 - 300$, ya que el primer punto debe estar más allá de la zona de transición para aplicar el efecto parche desde la superficie a la subcapa turbulenta.

Por otro lado, si se decide aplicar el Near-Wall Model será necesario conseguir un $y^+ \approx 1$, ya que este requiere que el primer nodo o capa este contenido en una zona media-baja de la subcapa viscosa. En cualquier caso, siempre es imprescindible evitar la colocación de dicho primer nodo en la zona de transición, es decir entre $y^+ = 5 - 30$ [23].

c) Tratamientos cercanos al muro en los modelos de turbulencia

Entre los modelos presentados podemos hacer una clasificación en dos grupos:

- I. **Spalart-Allmaras y modelos k- ω .** Incorporan en su diseño la resolución de capa límite a nivel de subcapa viscosa (“Near-Wall Models”). Por lo tanto, siempre será necesario un refinamiento máximo de la malla.
- II. **Modelos k- ϵ , RSM y modelos LES.** Son en principio válidos para fluidos en zonas alejadas al muro, sin embargo, necesitan incorporar algunas modificaciones para poder resolver flujos cercanos a la pared. Se incluyen en estos las siguientes opciones que permiten aplicar ambos tratamientos (Wall-Function y Near-Wall Models).
 - ✓ **Wall-Function.** Aplica el tratamiento cercano al muro basado en Wall-Functions (Estimación de zona viscosa).
 - ✓ **Non-Equilibrium Wall Function.** Incluye algunas mejoras en las funciones incluidas en el anterior tratamiento.

- ✓ **Enhanced Wall Treatment (Near-Wall Models).** Aplica el tratamiento cercano al muro en el que la capa límite es resuelta en su totalidad [18], [22].

2.2.3 Métodos de solución

a) Tipos de solver

Hay dos tipos de solver disponibles en Ansys Fluent para realizar una simulación, el Pressure-based y el Density-based.

- **Pressure-based.** Es aplicable para una amplia gama de regímenes de flujo, desde flujos incompresibles a bajas velocidades hasta flujos compresibles a alta velocidad. Requiere menos memoria (almacenamiento) y permite procedimientos flexibles en la solución. También existe una versión actualizada de este tipo de solver conocido como Pressure-Based-Coupled-Solver (PBCS) que permite un rendimiento superior al solucionador estándar, aunque requiere hasta dos veces más memoria.
- **Density-Based-Coupled-Solver (DBCS).** Es aplicable cuando hay un fuerte acoplamiento o interdependencia entre la densidad, energía, momento y / o especies, como por ejemplo en flujos compresibles de alta velocidad con combustión, flujos hipersónicos, interacciones de choque, entre otros.

b) Discretization

- **First-Order-Upwind.** Más fácil de converger, modelo de primer orden.
- **Power-Law.** Más precisa que el anterior cuando se tienen bajos Reynolds.
- **Second-Order-Upwind.** Usa modelos de segundo orden. Esencial cuando se utiliza una malla triangular o tetraédrica o cuando el flujo no está alineado con la malla; puede converger más lento.
- **Monotone-Upstream-Centered-Schemes-for-Conservation-Laws (MUSCL).** Usa modelos de tercer orden. Útil para mallas no estructuradas, vórtices, fuerzas, entre otros.
- **Quadratic-Upwind-Interpolation (QUICK).** Igualmente utiliza modelos de tercer orden. Aplicable para mallas híbridas y mallas cuadradas o hexaédricas, también es aplicable en flujos rotativos/remolinos.

c) Gradients

- **Green-Gauss-Cell-Based.** Es un modelo computacionalmente menos intensivo. La solución puede tener una falsa difusión.
- **Green-Gauss-Node-Based.** Más preciso y computacionalmente intensivo; minimiza la falsa difusión. Recomendado para mallas no estructuradas.
- **Least-Squares-Cell-Based.** Método predeterminado; tiene la misma precisión y propiedades que los gradientes basados en nodos y es menos computacionalmente intensivo.

d) Interpolation methods for pressure

- **Standard.** Es el esquema predeterminado; tiene una precisión reducida para flujos que exhiben grandes gradientes de presión cerca de la superficie (no se debe usar cuando hay cambios de presión pronunciados en el flujo; en su lugar, se debe colocar el esquema PRESTO!)
- **PRESTO!** Se utiliza en flujos con bastantes remolinos, flujos que involucran gradientes de presión pronunciados (medios porosos, modelos de ventiladores, entre otros) o en dominios fuertemente curvados.
- **Linear.** Se usa cuando otras opciones presentan dificultades de convergencia o comportamiento no físico.
- **Second-Order.** Se usa en flujos compresibles; no debe usarse con medios porosos, ventiladores o modelos multifase.
- **Body-Force-Weighted.** Se usa cuando las fuerzas del cuerpo son grandes, por ejemplo, convección natural alta o flujos con altos remolinos [14].

En conclusión, de acuerdo a estas recomendaciones, se presenta el resumen del tipo de solver y los modelos utilizados en la simulación para el análisis de los perfiles en 2D y 3D en la siguiente figura.

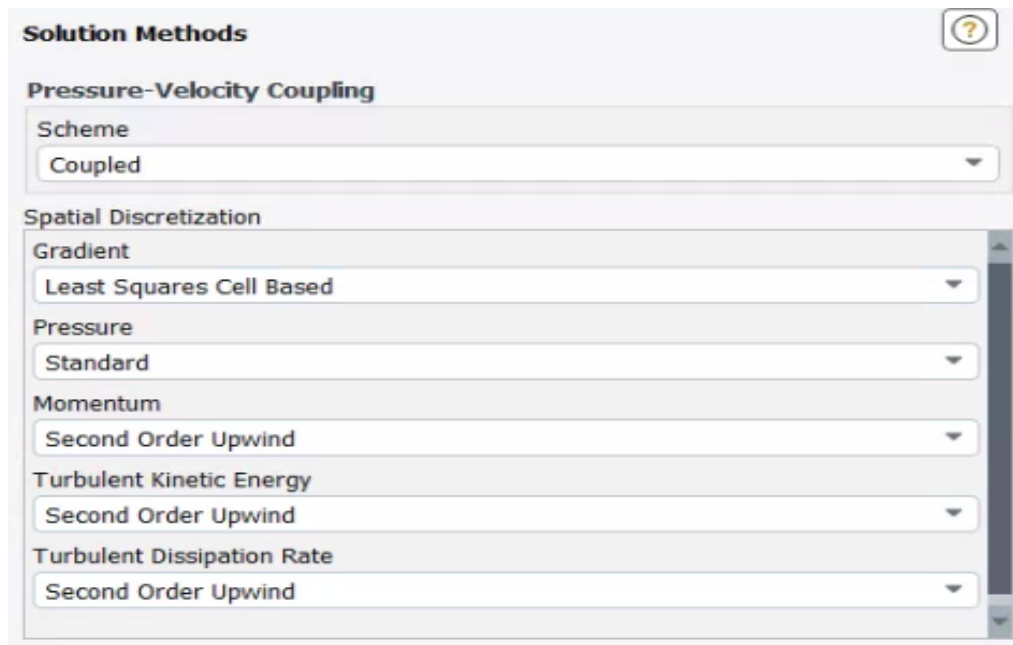


Figura 43. Configuración del método de solución [14]

2.2.4 Simulación

Finalmente como último paso de la solución, se procede a realizar la simulación de los perfiles en los respectivos softwares, con el objetivo de obtener los coeficientes de sustentación y de arrastre.

a) Simulación Ansys Fluent

A continuación se presenta el resumen de las condiciones empleadas para la simulación en ANSYS Fluent de los perfiles en 2D y 3D.

Tabla 5. Resumen de la configuración de la simulación

Settings		
Density	1,225	m ³ /kg
Dynamic viscosity	1,7894x10 ⁻⁵	Pa s
Model	Realizable k-ε	RKE
Wall treatment	Enhanced wall treatment	EWT
Fluid	Air	20° Celsius
Boundary conditions		
Airfoil	Stationary wall	No-slip
Inlet velocity	16,66	m/s
Outlet-gauge pressure	0	Pa
Reference values		
Reference area = length x depth	0,3	m
Depth	1	m
Length	0,3	m
Compute from	Inlet	
Solution methods		
Solution method	Pressure-based	Couple
Residual monitors	Convergence criterion	1x10 ⁻⁶
Initialization	Standard initialization	
Compute from	Inlet	
Run calculation	Number of iterations	3000

- **Convergencia de la simulación**

Un paso importante y crítico en la simulación es la convergencia del análisis, es por esto que, en la figura 44 se mencionan algunas características que se deben cumplir en la simulación y en el monitoreo de los Residuals.

Solución	Monitoreo del Residual history
<div></div>	<div></div>
<div></div> La solución ya no cambia con las iteraciones posteriores.	<div></div> Una disminución de los residuos en tres órdenes de magnitud indica al menos una convergencia cualitativa
<div></div> Se logran equilibrios totales de masa, momento y energía.	<div></div> El energy residual debería disminuir a 10^{-6} (para el pressure-based).
<div></div> Todas las ecuaciones (momento, energía, entre otras) obedecen en todas las celdas con una tolerancia especificada	<div></div> El species residual debería disminuir a 10^{-5} para lograr el equilibrio de especies

Figura 44. Criterios de convergencia

Como se puede observar en la figura 45, los Residuales de convergencia correspondientes a las simulaciones alcanzaron valores convergentes en aproximadamente 500 iteraciones con el criterio de 10^{-3} , y la solución ya no cambia con las iteraciones como se muestra en la figura 46.

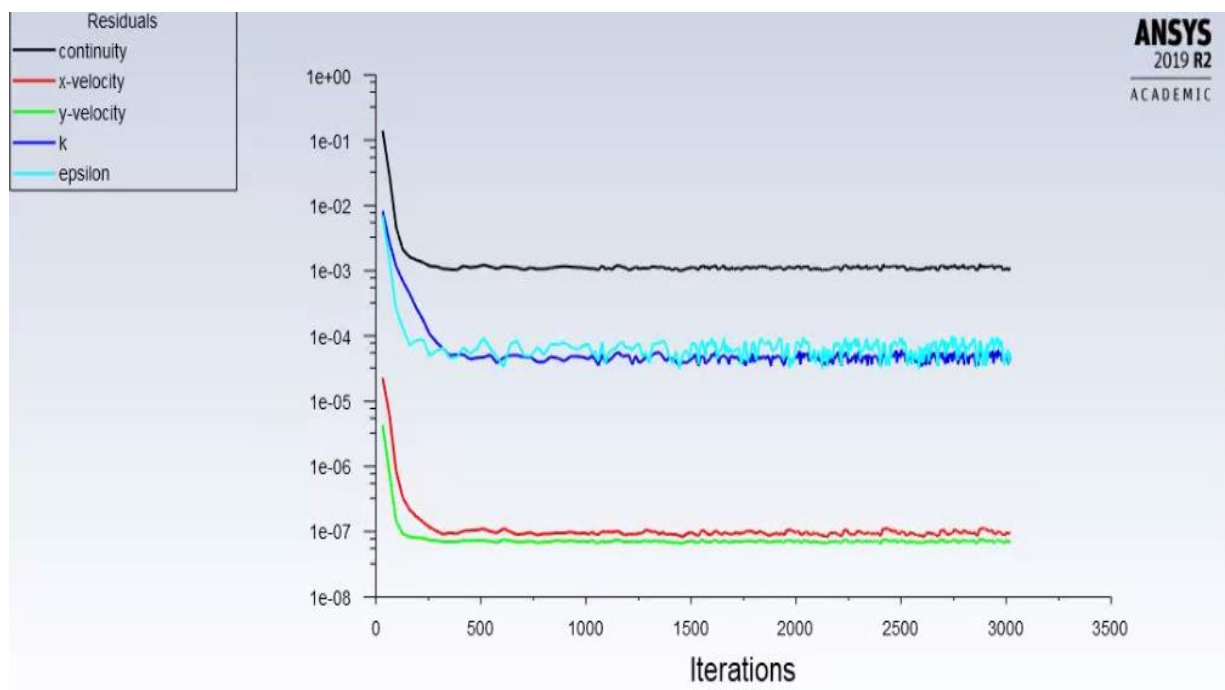


Figura 45. Ejemplo de residuales de convergencia del análisis de los perfiles

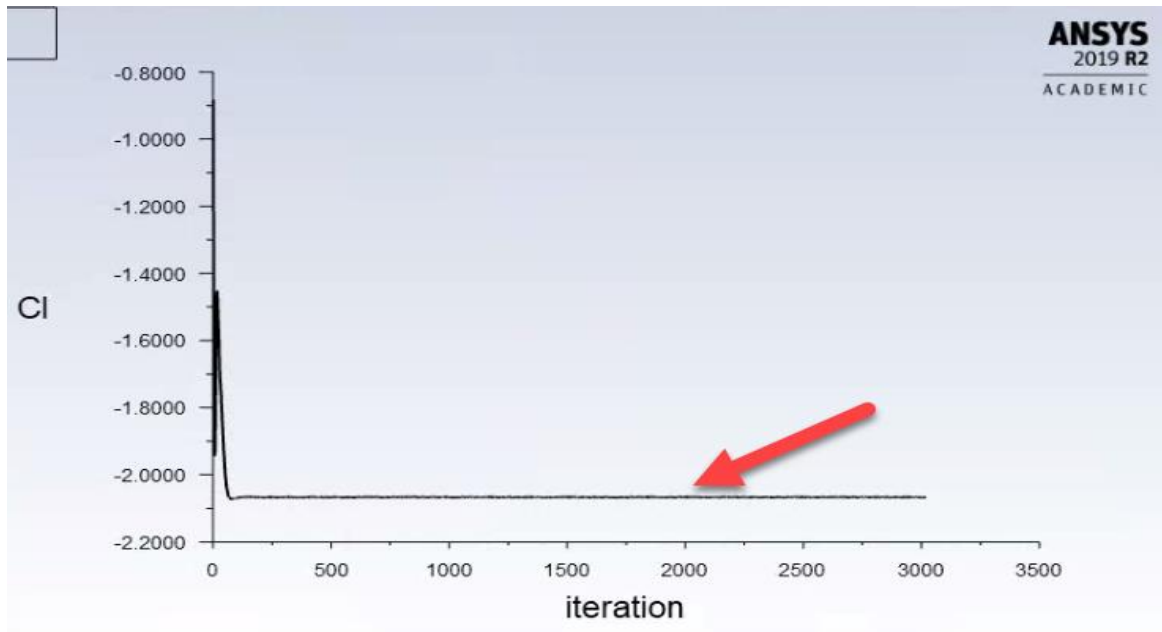


Figura 46. Solución en Ansys Fluent

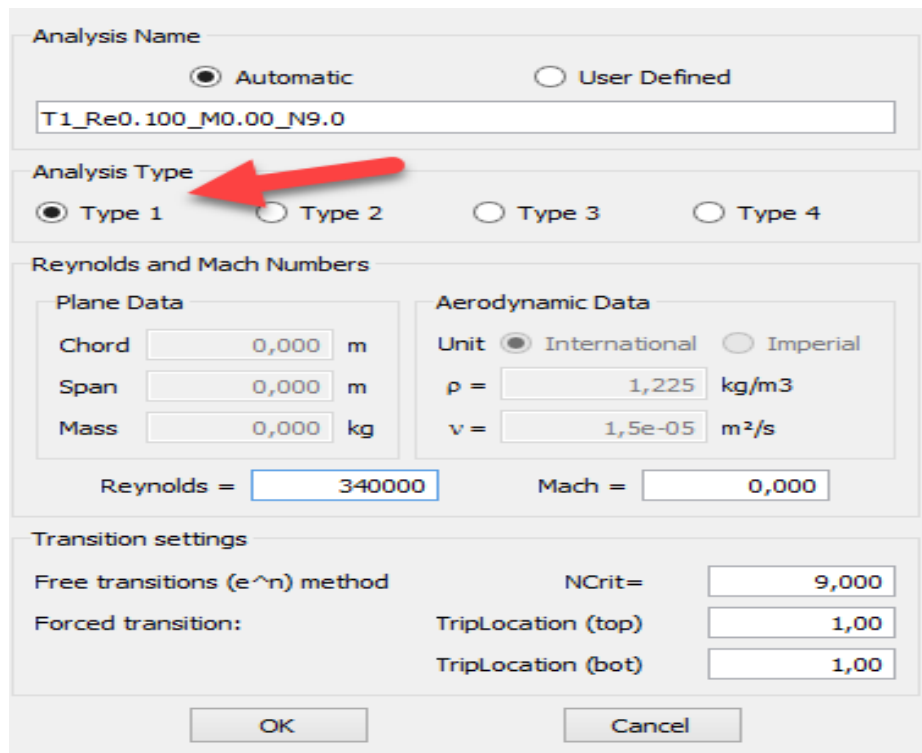
b) Simulación en el software XFLR5

El XFLR5 es una herramienta de análisis de perfiles aerodinámicos que utiliza el código XFOIL desarrollado por Mark Drela y H. Youngren en el MIT, para comparar las características de diferentes perfiles aerodinámicos durante las etapas iniciales de la optimización de perfiles de elementos múltiples [7]. También es una herramienta muy utilizada en la aeronáutica y, como en este caso, en vehículos de competencia como lo muestran las referencias [1], [7], [10], [24] .

El algoritmo de simulación para el diseño de perfiles que opera a bajos números de Reynolds ($R_e < 5 \times 10^5$) utilizado por el programa, es el Non-linear Lifting Line Theory (LLT) [25]. Se conoce que, surgió la necesidad de agregar el Método de Vortex Lattice (VLM) para el diseño y análisis de perfiles con geometrías que no son compatibles con las limitaciones del LLT [26]–[28].

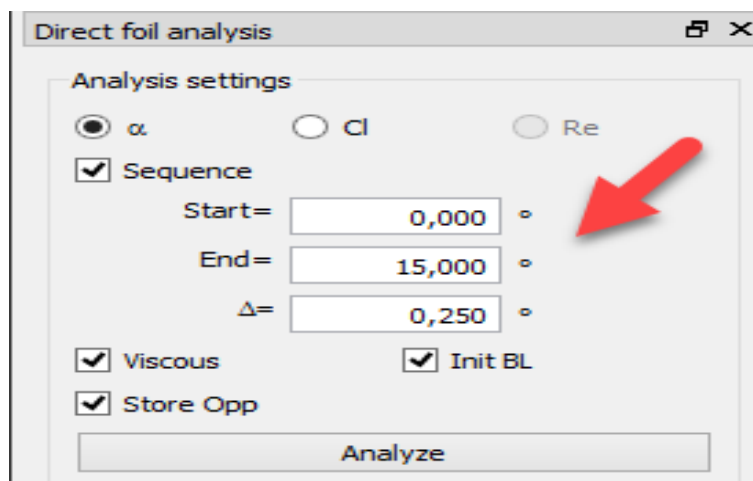
Para realizar el análisis en el software XFLR5, se debe disponer de un archivo en formato (.dat) con los puntos que definen el perfil, ordenados en dos columnas asociadas a los ejes X e Y. El primer paso de la simulación es seleccionar el algoritmo de solución, que para este caso será el XFOIL Direct Analysis; el siguiente paso es refinar el número de puntos que describen la

geometría del perfil a 200, esto se logra mediante la herramienta Refine Globally; es importante mencionar que si la solución presenta dificultades de convergencia, este número de puntos se puede reducir o aumentar. También es necesario seleccionar el tipo de análisis, que de acuerdo a las recomendaciones, será el tipo 1, ver figura 47; y finalmente para completar la simulación se deben asignar un rango de operación para el ángulo de ataque, el cual será de 0° a 15° . Para mayor detalle se recomienda leer las siguientes referencia [26], [28], [29]



The screenshot shows the 'Analysis Settings' dialog box in XFLR5. The 'Analysis Name' field contains 'T1_Re0.100_M0.00_N9.0'. Under 'Analysis Type', 'Type 1' is selected, indicated by a red arrow. The 'Reynolds and Mach Numbers' section shows 'Plane Data' (Chord: 0,000 m, Span: 0,000 m, Mass: 0,000 kg) and 'Aerodynamic Data' (Unit: International, $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$, $\nu = 1,5\text{e-}05 \text{ m}^2/\text{s}$). The calculated Reynolds number is 340000 and Mach is 0,000. The 'Transition settings' section includes 'Free transitions (e^n) method' with Ncrit = 9,000, and 'Forced transition' with TripLocation (top) and (bot) both set to 1,00. 'OK' and 'Cancel' buttons are at the bottom.

Figura 47. Tipo de análisis, XFLR5



The screenshot shows the 'Direct foil analysis' dialog box. Under 'Analysis settings', the ' α ' radio button is selected, indicated by a red arrow. The 'Sequence' checkbox is checked, with 'Start=' set to 0,000, 'End=' set to 15,000, and ' Δ ' set to 0,250. The 'Viscous' and 'Store Opp' checkboxes are also checked, along with the 'Init BL' checkbox. An 'Analyze' button is at the bottom.

Figura 48. Rango de operación para el ángulo de ataque

En la tabla seis, se presenta un resumen de los parámetros de simulación utilizados en el software XFLR5.

Tabla 6. Parámetros de simulación XFLR5

Simulation parameters XFLR5		Units
Refine Globally	200	Number of panels
Chord length	0,3	m
Span	1	m
Reynolds	340.000	adimensional
Velocity	16,66	m/s
Mach	0	adimensional
$\Delta\alpha$	0,25	grados

Después de ingresar los parámetros de simulación, se desplegara una ventana mostrando las iteraciones necesarias para resolver cada ángulo de ataque definido. La solución de esta simulación permitirá comparar el coeficiente de arrastre y coeficiente de sustentación con el ángulo de ataque como se mostrara en el post procesamiento.

2.3 POST PROCESAMIENTO

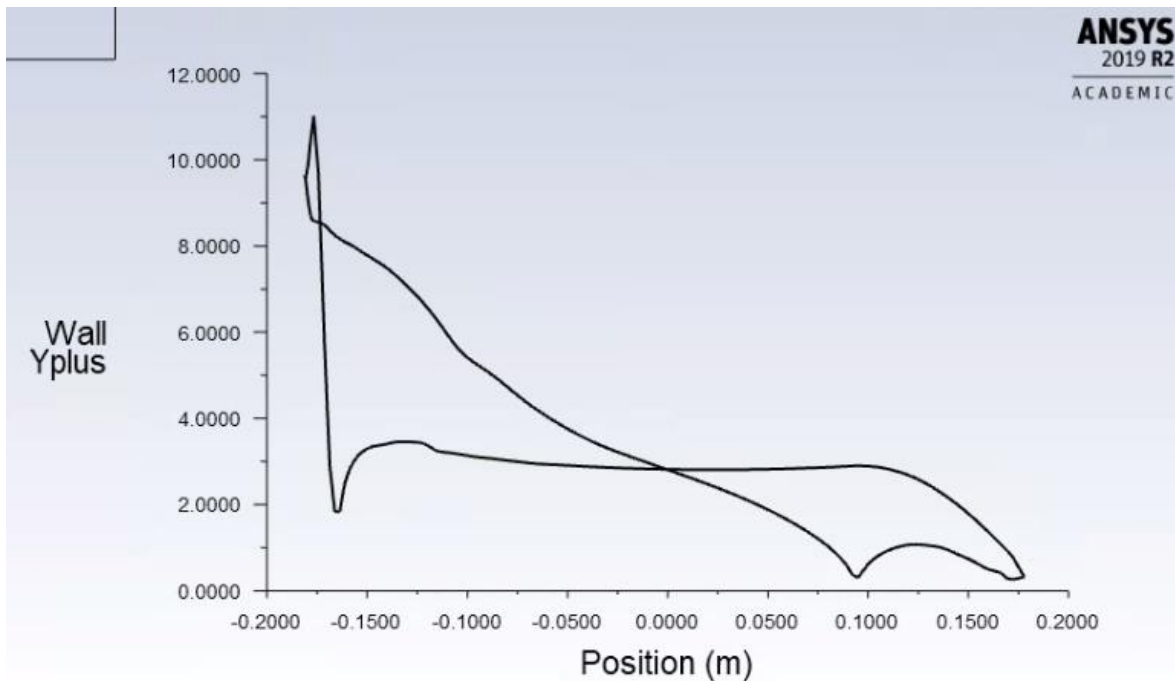
2.3.1 Ansys Fluent

En la etapa de post procesamiento, se validan los valores obtenidos de los coeficientes mediante el y^+ , así como el comportamiento físico de los perfiles mediante contornos coloridos que permiten visualizar la presión y la velocidad, lo que resulta en una forma práctica de localizar los puntos máximos o mínimos, recirculación y zonas muertas. Por lo tanto, no es solo la representación cualitativa de los valores que se generan, sino también la cuantitativa la que puede ayudar al usuario a analizar el fenómeno del flujo en general.

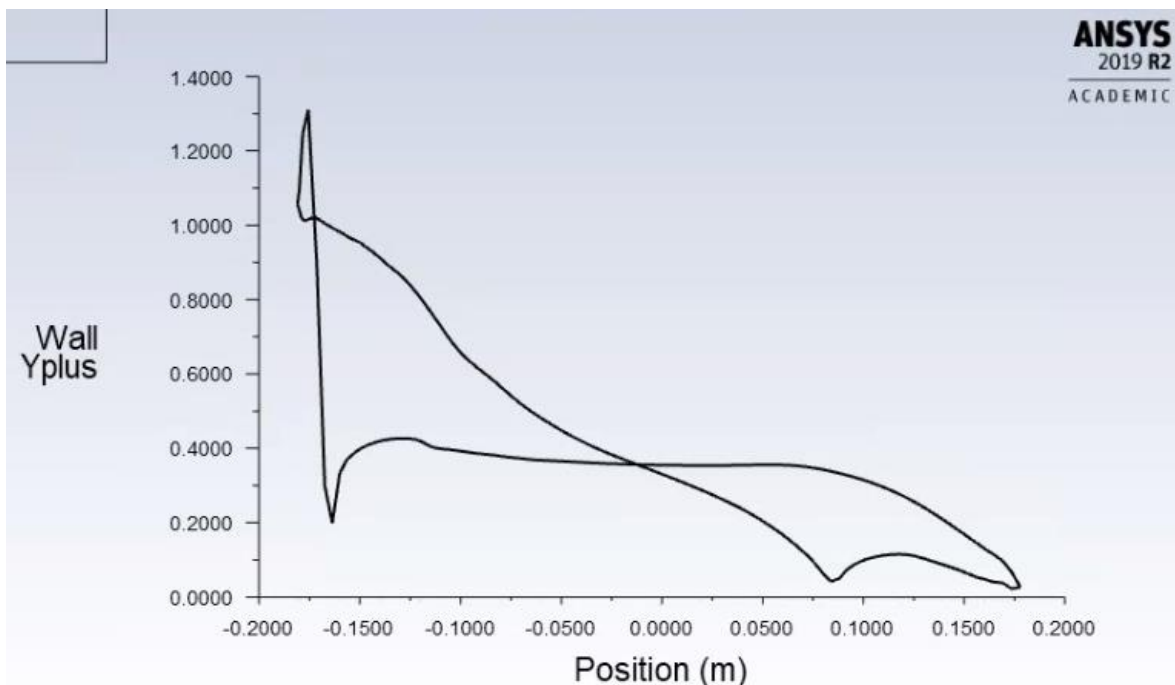
- **Validación mediante el y^+**

La validación de la solución mediante el y^+ se asocia básicamente con el cumplimiento del valor asignado durante el análisis de la capa limite, es decir, si se utiliza el Enhanced Wall Treatment como tratamiento de muro se debe cumplir que el y^+ sea aproximadamente uno; lo que como se

muestra en la figura 49, supone confirmar si la malla debe tener aún más refinamiento a fin de llegar a este valor, o si por el contrario se cumple a cabalidad este criterio.



a) y^+ obtenido antes de refinar la malla



b) y^+ luego de refinar la malla

Figura 49. Validación mediante y^+

- **Contornos de presión**

En lo que respecta a los contornos de presión, primero se deben visualizar los valores cuantitativos obtenidos, es decir, los valores máximos y mínimos de presión. Estos valores permiten tener una comparación o criterio sobre si pueden o no estar, dentro de un rango de valores aceptable, ya que, si por ejemplo el valor obtenido es extremadamente alto o bajo, y se conoce que las condiciones de nuestro modelo no lo generarían, se deben revisar las condiciones geométricas, así como la malla para identificar posibles inconvenientes que afecten la solución. La recomendación es tener un punto comparativo ya sea con otros estudios o con valores experimentales obtenidos.

Por otra parte, el análisis cualitativo de la solución se reduce a identificar si la solución se asemeja al comportamiento esperado, como por ejemplo en el caso de los perfiles aerodinámicos, donde se conoce de manera teórica que habrá una zona de menor presión en la parte inferior y una zona de mayor presión en la parte superior del perfil.

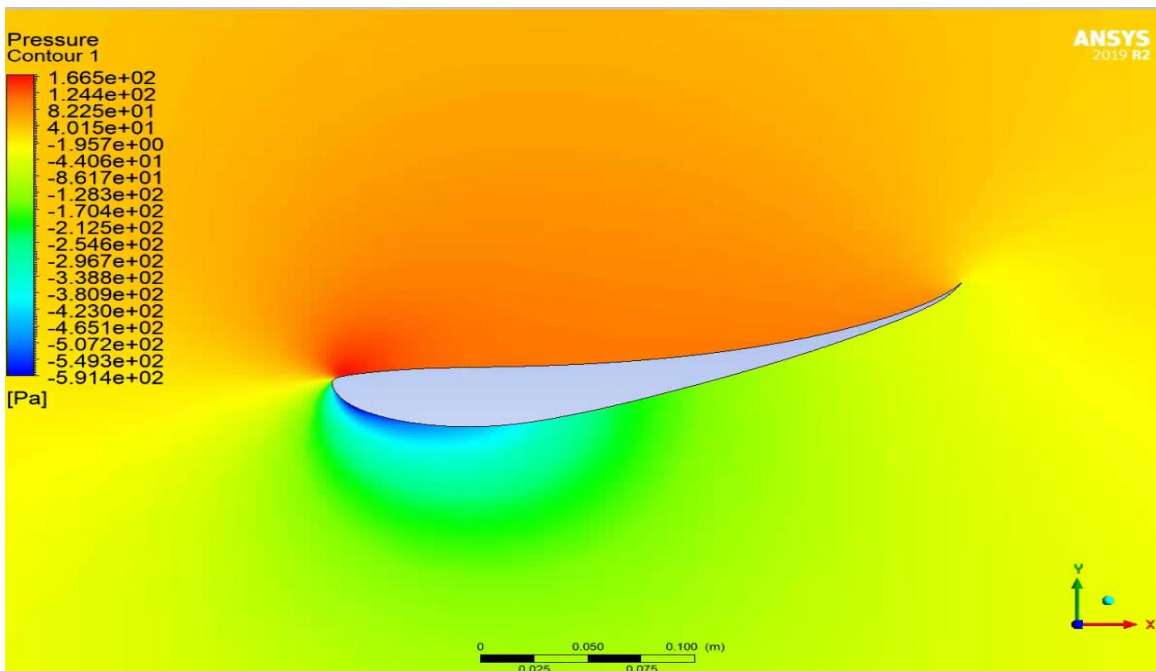


Figura 50. Contorno de presión

- **Campo vectorial de velocidad**

Al igual que para el análisis de los contornos de presión, se deben identificar las características cuantitativas y cualitativas que se obtienen; la velocidad máxima, la velocidad mínima y el comportamiento esperado son igualmente importantes para identificar una solución acertada.

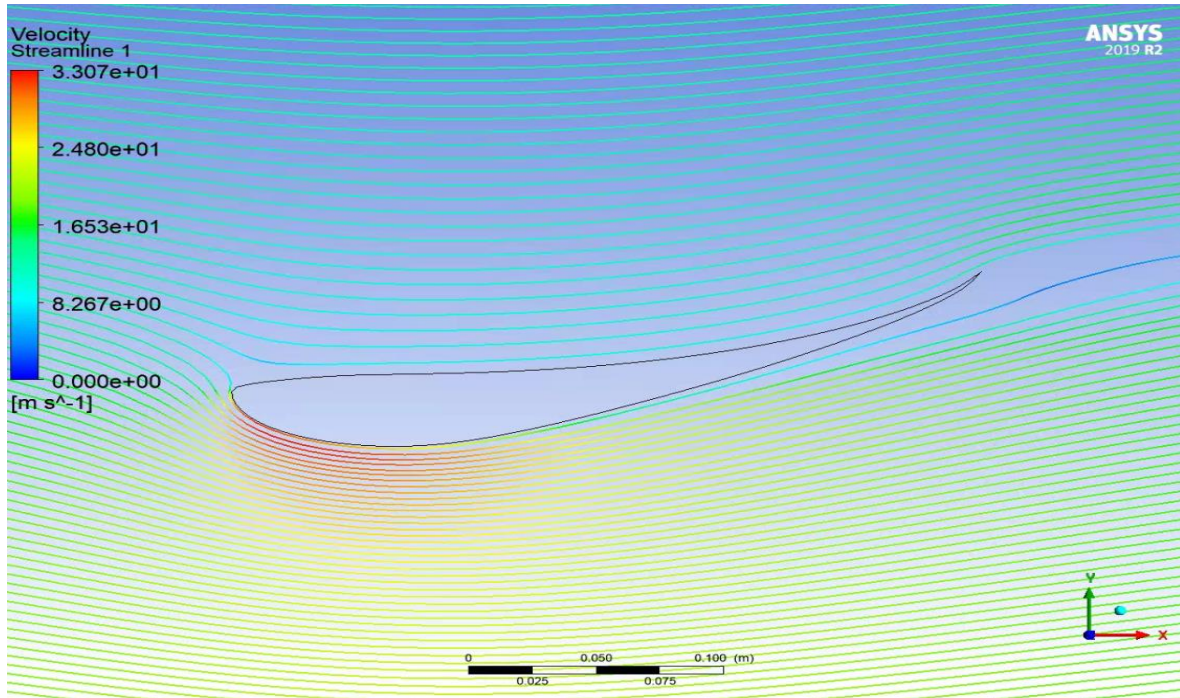


Figura 51. Campo vectorial de velocidad

2.3.2 XFLR5

En el post procesamiento del software XFLR5 se obtendrán gráficas que relacionan el coeficiente de sustentación o el coeficiente de arrastre con el ángulo de ataque como se muestra en la figura 52, además permite graficar diferentes parámetros como la eficiencia C_l/C_d o el coeficiente de presión mostrado en la figura 53.

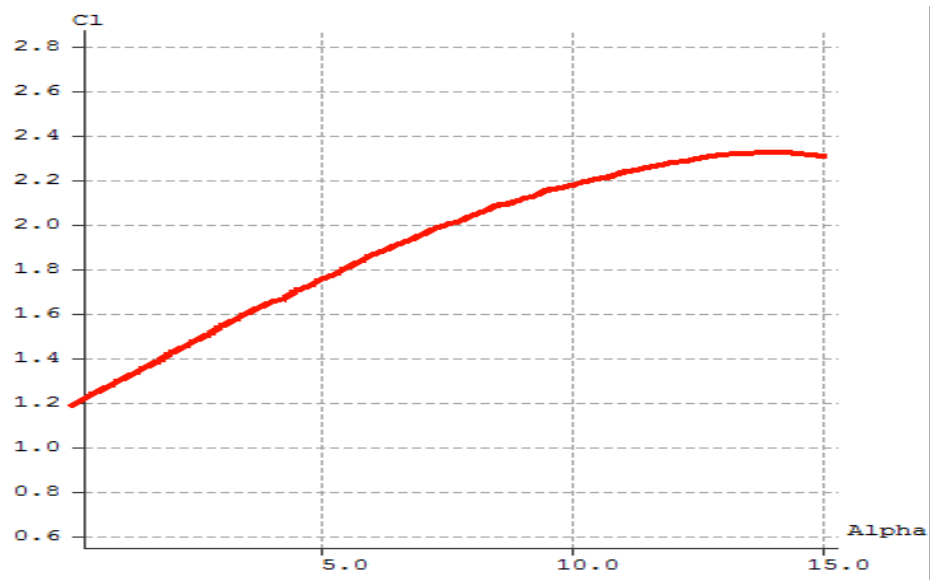


Figura 52. C_l vs ángulo de ataque, XFLR5

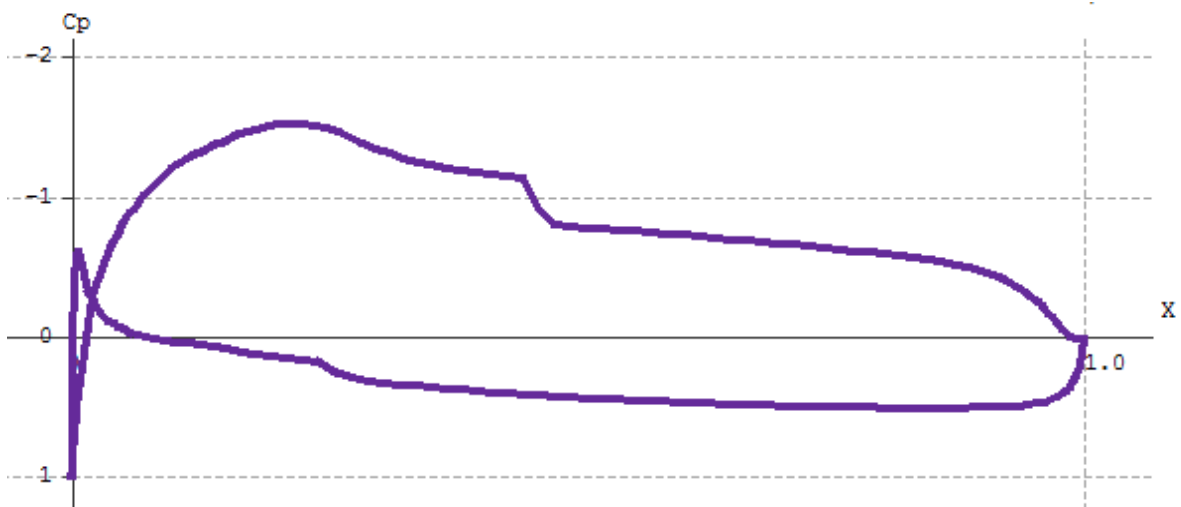


Figura 53. Coeficiente de presión vs posición sobre el alerón

3. RESULTADOS DEL ANÁLISIS EN 2D Y 3D

En este capítulo se presentan los resultados obtenidos en Ansys Fluent para las simulaciones en 2D y 3D, así como los resultados obtenidos en el software XFLR5 de los coeficientes de arrastre y sustentación. Además se realizan las respectivas comparaciones entre ambas herramientas de simulación con el fin determinar las diferencias y limitaciones que conllevaría utilizar el XFLR5 como herramienta principal de selección y comparación. Finalmente, se seleccionaran los dos perfiles que serán utilizados como elementos principales en el vehículo FSAE.

3.1 RESULTADOS Y COMPARACIÓN DEL ANÁLISIS EN 2D PARA EL SOFTWARE XFLR5 Y ANSYS FLUENT

Con el propósito de validar y comparar los resultados obtenidos en el software XFLR5, se definieron dos posiciones diferentes para cada perfil aerodinámico, la primera posición fue a un ángulo de ataque de 0° y fue la misma para ambos perfiles, mientras que, la segunda posición se definió de manera diferente, el ángulo de ataque para el FX74 CL5 140 fue de 9° mientras que para el S1223 fue de 12° .

3.1.1 Resultados Ansys Fluent

Los valores de los coeficientes de arrastre y sustentación para los perfiles FX74 CL5 140 y S1223 obtenidos utilizando Ansys Fluent, se muestran de la tabla 7 a la tabla 10.

Tabla 7. Perfil FX74 CL5 140 inclinado a cero grados

FX74 CL5 140 a cero grados		
Número de elementos	C_d	C_l
385823	0,027	-1,08
444981	0,028	-1,08
808855	0,027	-1,08
810497	0,027	-1,07
810527	0,028	-1,08

Tabla 8. Perfil FX74 CL5 140 inclinado a nueve grados

FX74 CL5 140 a nueve grados		
Número de elementos	C_d	C_l
385167	0,051	-1,81
448639	0,050	-1,79
812573	0,050	-1,78
811769	0,050	-1,79
811801	0,051	-1,80

Tabla 9. Perfil S1223 inclinado a cero grados

S1223 a cero grados		
Número de elementos	C_d	C_l
388357	0,025	-1,12
449165	0,025	-1,12
811153	0,025	-1,12
812275	0,027	-1,12
812319	0,026	-1,17

Tabla 10. Perfil S1223 inclinado a doce grados

S1223 a doce grados		
Número de elementos	C_d	C_l
383825	0,060	-2,05
450235	0,061	-2,07
813435	0,060	-2,03
807117	0,060	-2,03
807147	0,059	-2,04

La primera observación y conclusión obtenida de las tablas, es que para los dos perfiles la variación de ambos coeficientes es menor al 5 % y varían muy poco a medida que aumenta el número de elementos. Por consiguiente, y dado que un análisis 2D tiene la finalidad de reducir el

costo computacional y obtener valores representativos o de referencia, se selecciona el menor número de elementos de cada tabla para realizar la comparación con el software XFLR5.

La siguiente observación es que el perfil S1223 inclinado a 0° presenta un menor coeficiente de arrastre que el FX74 CL5 140 al mismo ángulo, mientras que, el coeficiente de sustentación es mayor para el perfil S1223; esto quiere decir que, el perfil S1223 tiene mayor eficiencia aerodinámica que el perfil FX74 CL5 140 a un ángulo de 0° . Como última observación, ambos perfiles presentan un alto coeficiente de sustentación para el ángulo de ataque diferente de 0° .

- **Contornos de presión**

Para el contorno de presión del perfil FX74 CL5 140 inclinado a 0° mostrado en la figura 54, se observa que la presión máxima fue de 163 Pa y la presión mínima fue de -293 Pa, igualmente en la figura 55 se observa que la presión máxima y mínima del perfil S1223 es de 230 Pa y -247 Pa, respectivamente. Cabe recordar que ambas medidas son manométricas y que la simulación se realizó a nivel del mar.

En lo que respecta a la representación cualitativa de los contornos, se observa el comportamiento esperado para todos los casos simulados, es decir, que la mayor presión estuviera en la parte superior del perfil y que la menor presión estuviera en la parte inferior. Además se esperaba que debido a las diferentes configuraciones, se presentaran algunas zonas con mayor presión como en el Leading Edge de ambos perfiles a cero grados.

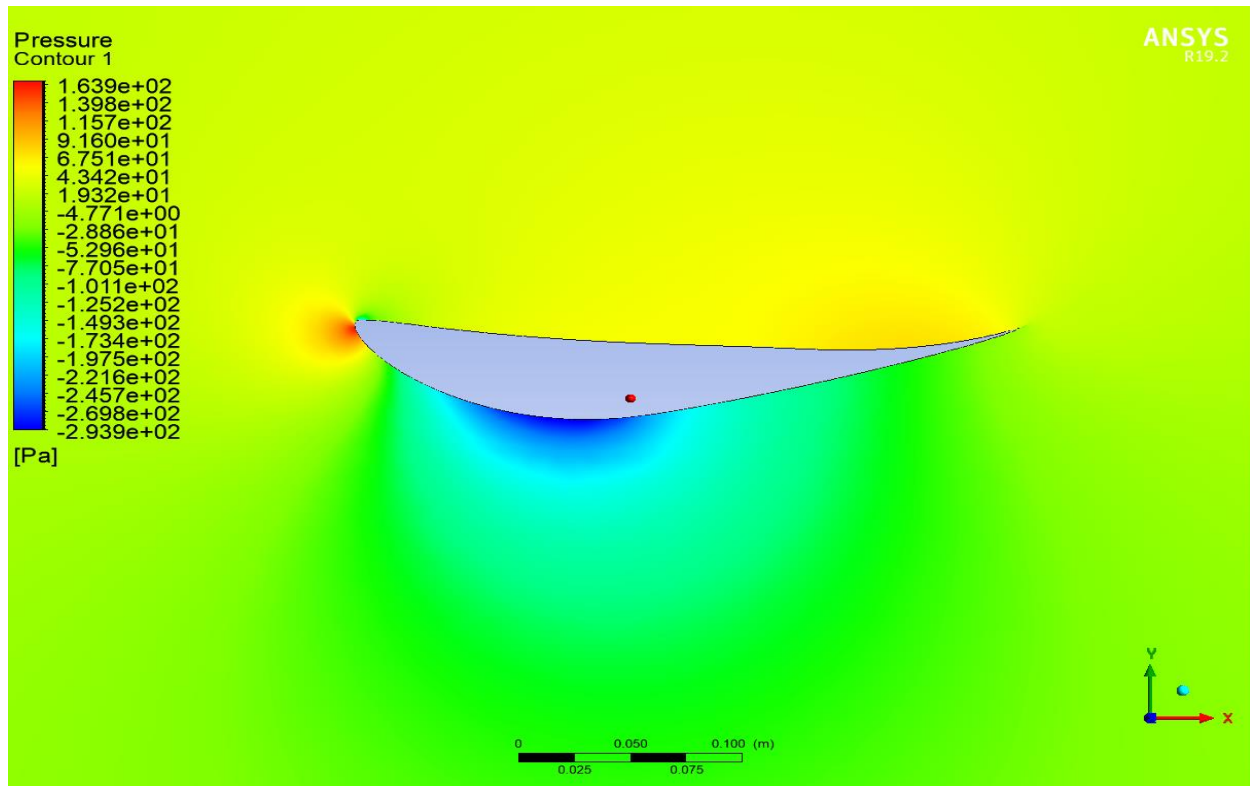


Figura 54. Contorno de presión, perfil FX74 CL5 140 a cero grados

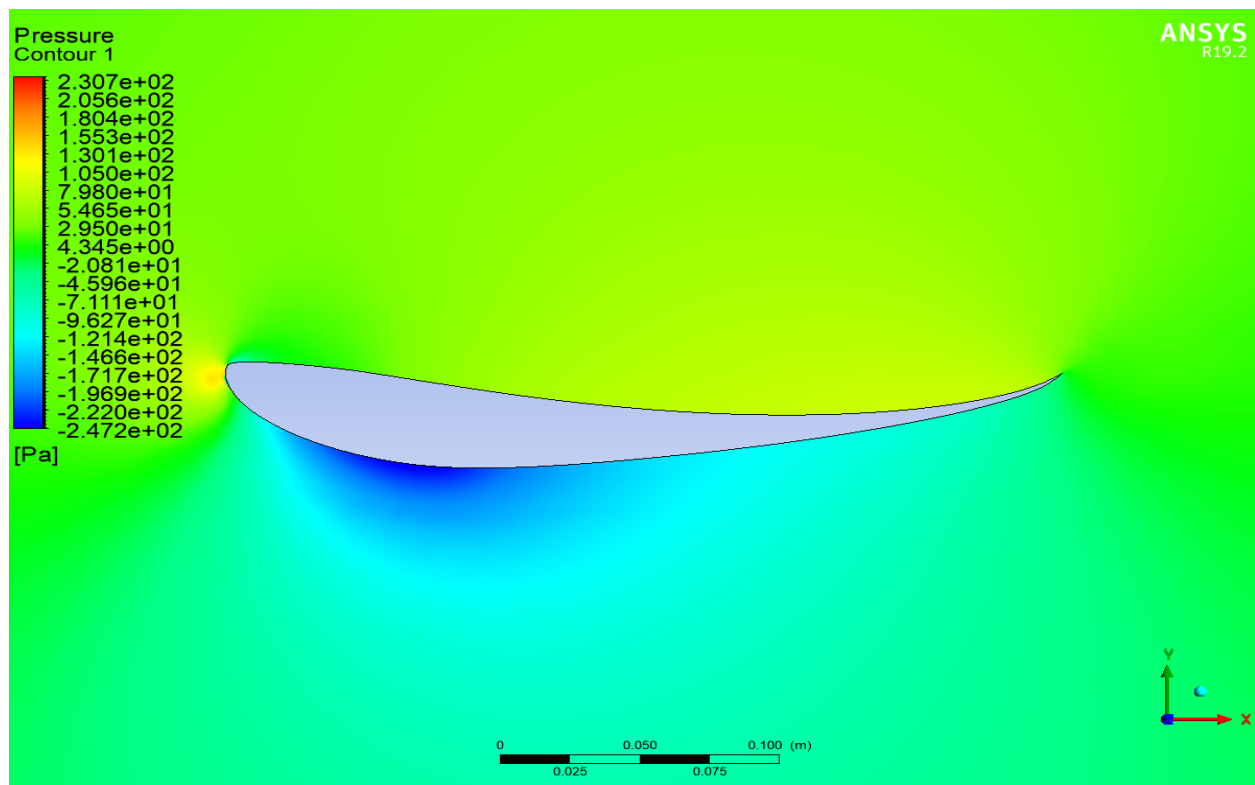


Figura 55. Contorno de presión, perfil S1223 a cero grados

Por otra parte, los valores de presión obtenidos en el perfil FX74 CL5 140 inclinado a 9° fueron de 151 Pa para la presión máxima y de -432 Pa para la presión mínima, ver figura 56; mientras que para el perfil S1223 inclinado a 12° se obtuvo una presión máxima de 166 Pa y una presión mínima de -591 Pa.

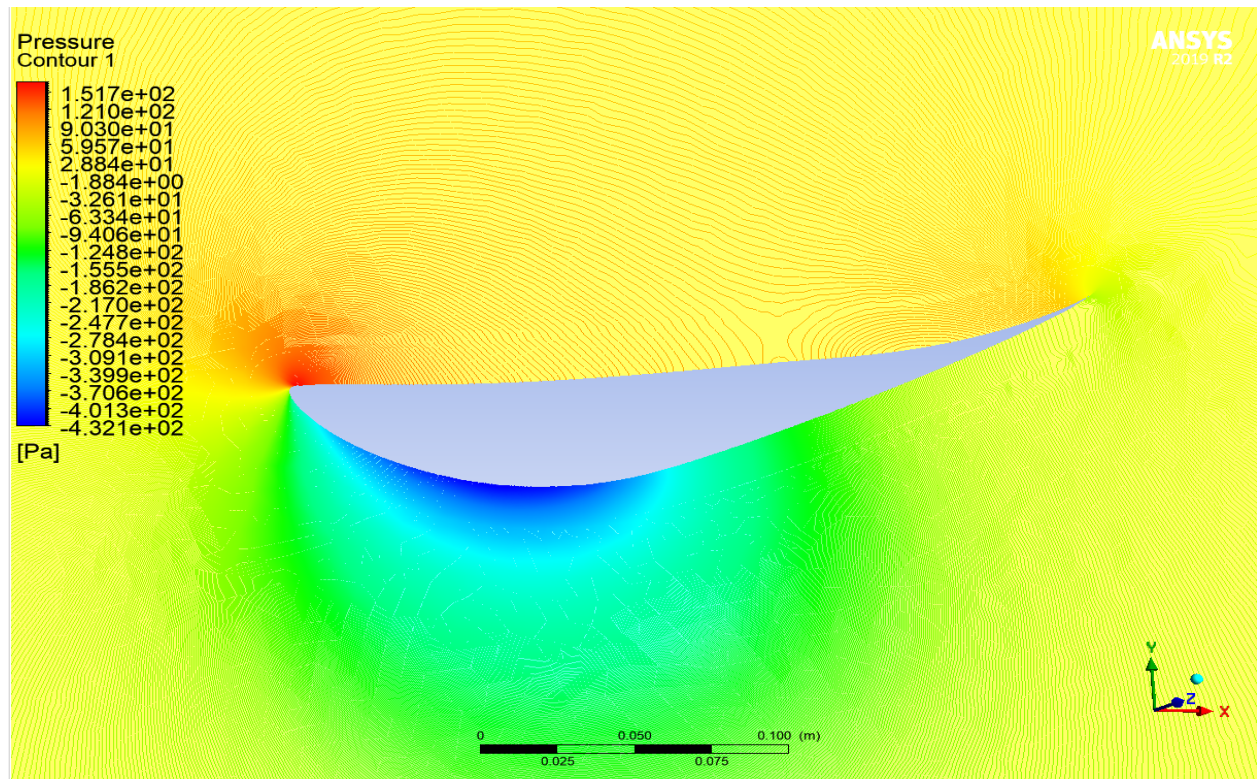


Figura 56. Contorno de presión, perfil FX74 CL5 140 a nueve grados

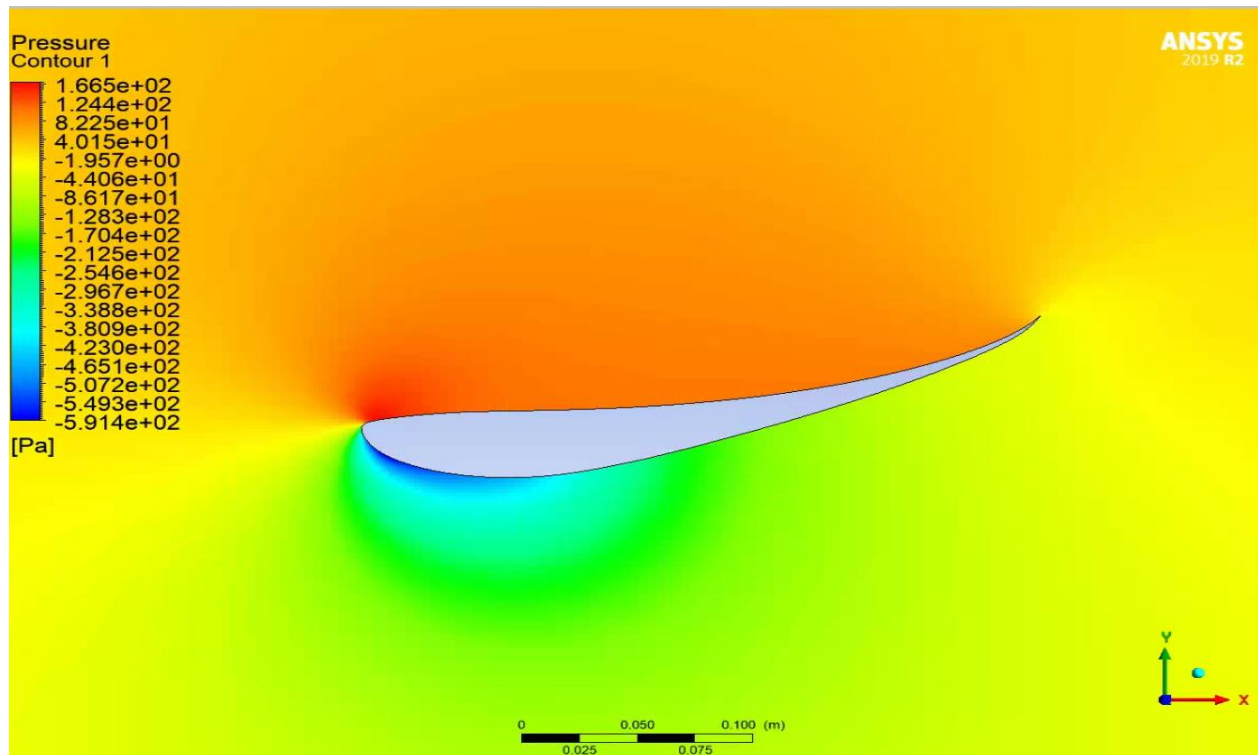


Figura 57. Contorno de presión, perfil S1223 a doce grados

La primera observación que se aprecia entre ambos perfiles inclinados a cero grados, es que la zona de baja presión es mayor para el perfil S1223, aunque el valor más bajo es para el perfil FX74 CL5 140. Otro aspecto importante es el hecho de que a medida que aumento el ángulo de ataque, la presión en la parte superior e inferior de los perfiles fue más uniforme como se puede apreciar en los contornos o colores.

Para ambos perfiles inclinados a un ángulo mayor de 0° , la presión en la parte inferior disminuyó respecto a la posición inicial de 0° . Esto permite que aumente la carga aerodinámica del perfil sobre el vehículo.

- **Campo vectorial de velocidad**

Al igual que para los contornos de presión, la representación cualitativa de los campos vectoriales de velocidad muestran el comportamiento esperado, es decir, que en la parte inferior exista mayor velocidad que en la parte superior de los perfiles.

En lo que respecta a los campos vectoriales de velocidad para ambos perfiles cuando están inclinados a 0° , y de acuerdo con la teoría estudiada, se observa que no existe un desprendimiento considerable de la capa límite; para el caso de los perfiles cuando están inclinados a 9° y 12° , se aprecia la estela en la parte final luego de que el flujo atraviesa toda la geometría.

Para el perfil FX74 CL5 140 inclinado a 0° mostrado en la figura 58, la velocidad máxima es de 26,9 m/s, mientras que para el perfil S1223 mostrado en la figura 59, la velocidad máxima fue de 25,4 m/s; para ambos perfiles la velocidad mínima es de 0 m/s, aunque esta última solo es una representación del estancamiento que ocurre en el Leading Edge y en la superficie del alerón donde la velocidad es cero.

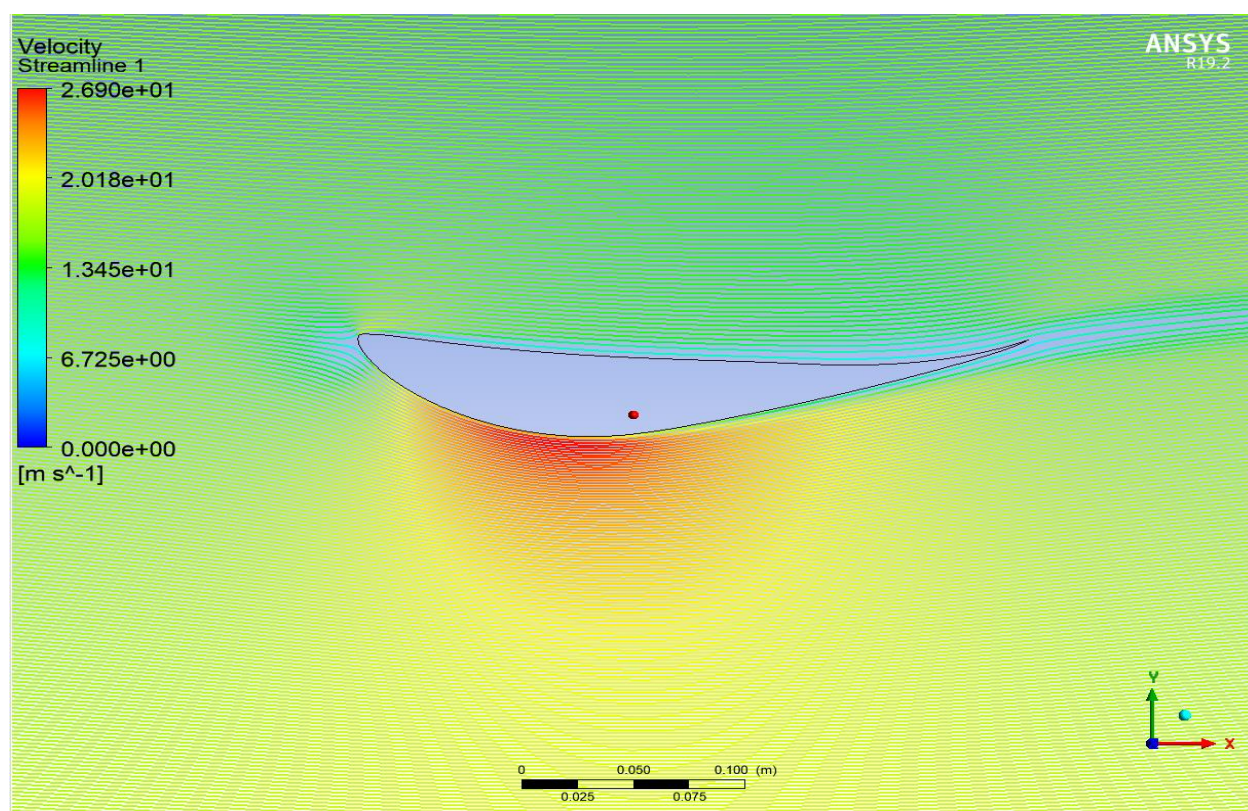


Figura 58. Campo vectorial de velocidad, perfil FX74 CL5 140 a cero grados

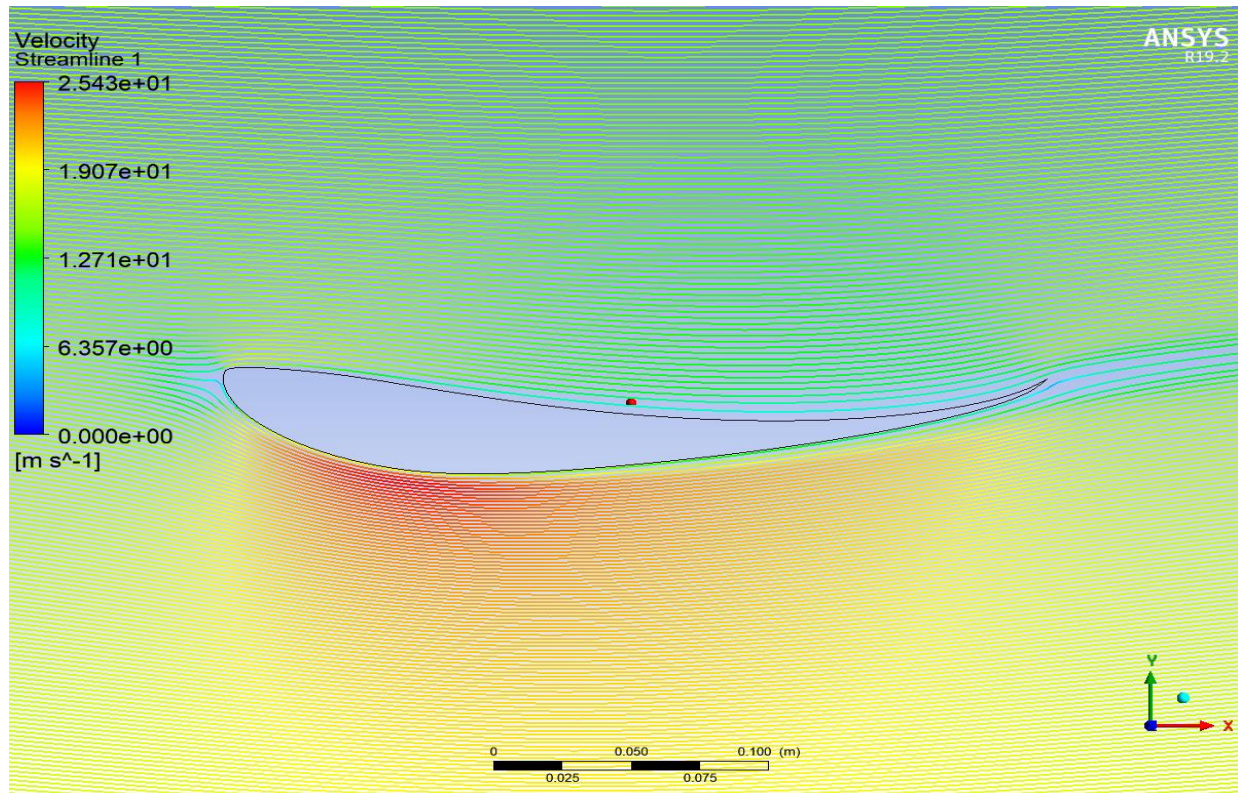


Figura 59. Campo vectorial de velocidad, perfil S1223 a cero grados

A medida que aumenta el ángulo de ataque, como se mencionó en el primer capítulo, en la capa límite se empiezan a generar zonas de desprendimiento y de turbulencia cerca de la parte final del perfil, así como una estela más amplia comparada con la generada a 0° .

En lo que respecta a las velocidades, se observa que para el perfil FX74 CL5 140 inclinado a 9° la velocidad máxima es de 30,6 m/s, mientras que para el perfil S1223 inclinado a 12° la velocidad máxima fue de 33 m/s. Para ambos casos, como se describió anteriormente, la velocidad mínima siempre será de 0 m/s bajo esas condiciones.

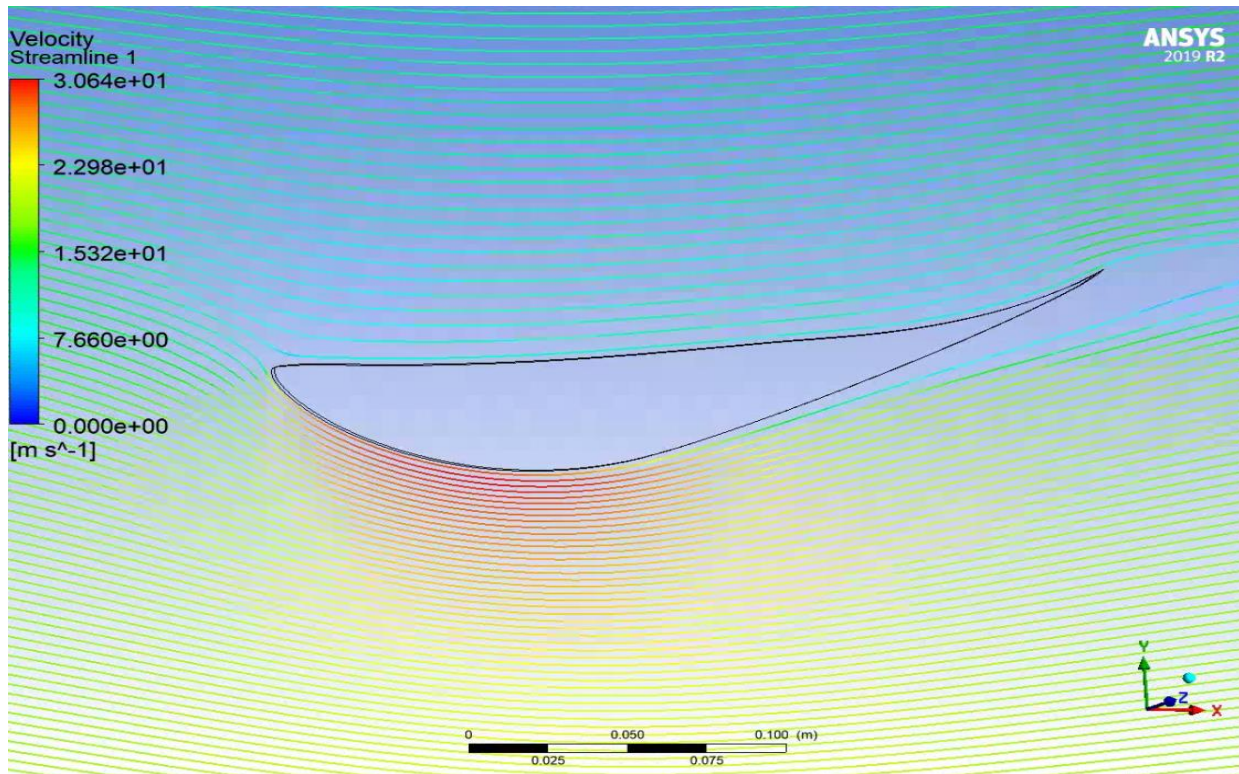


Figura 60. Campo vectorial de velocidad, perfil FX74 CL5 140 a nueve grados

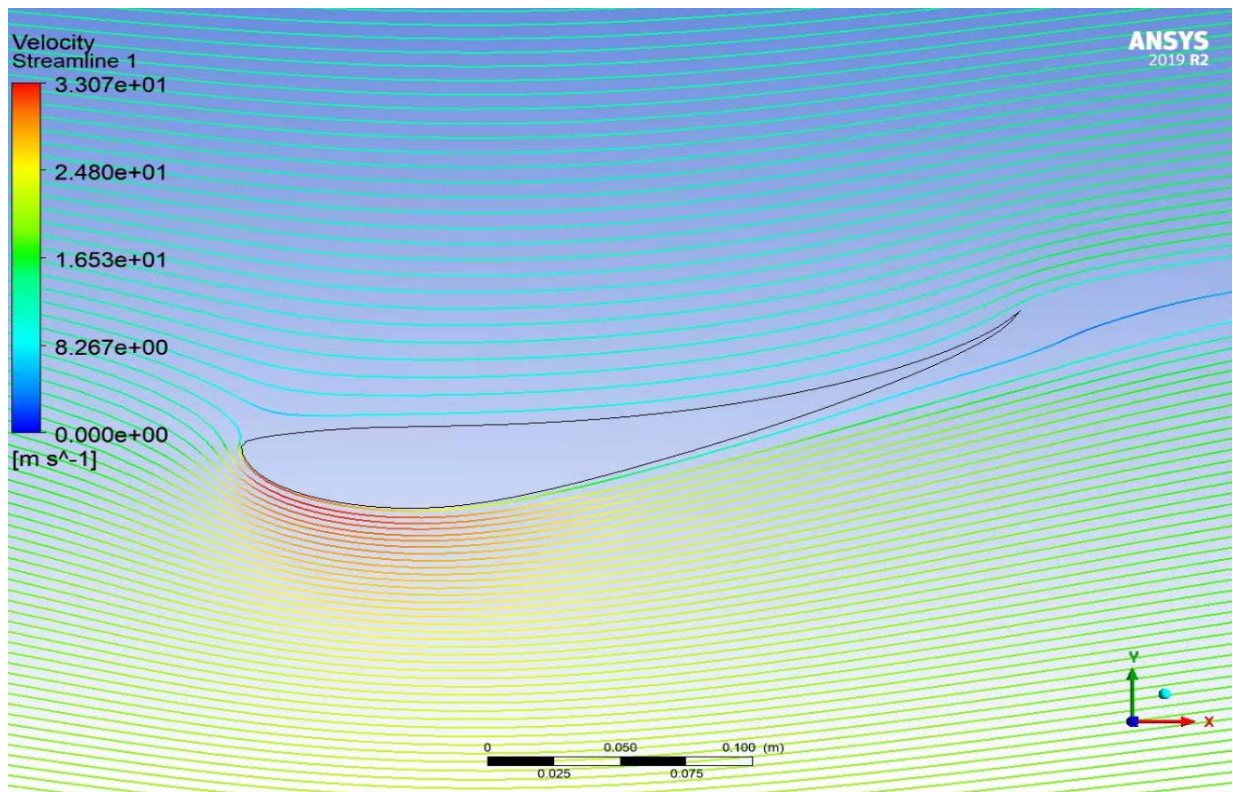


Figura 61. Campo vectorial de velocidad, perfil S1223 a doce grados

3.1.2 Resultados XFLR5

Los resultados obtenidos del coeficiente de arrastre y de sustentación en un rango de 0° a 15° para los perfiles FX74 CL5 140 y S1223 simulados en el XFLR5 se muestran en la figura 62 y figura 63.

De acuerdo a la teoría, se esperaba que el coeficiente de sustentación aumentara al mismo tiempo que lo haría el ángulo de ataque, hecho que se cumplió para ambos análisis, además se esperaba que el coeficiente de arrastre tuviera un incremento progresivo a medida que también aumentaba el ángulo de ataque.

Una observación importante que se puede obtener de las figuras, es que para un rango de ángulos de ataque de 0° a 15° , el coeficiente de sustentación aumenta progresivamente hasta el ángulo crítico o ángulo máximo, para después decrecer; hecho que se puede atribuir a un mayor desprendimiento de la capa límite. Asimismo, el coeficiente de arrastre tiene un comportamiento creciente en todo el rango de ángulos de ataque, con un incremento significativo una vez el coeficiente de sustentación empieza a decaer, hecho que también puede ser atribuido al desprendimiento de la capa límite.

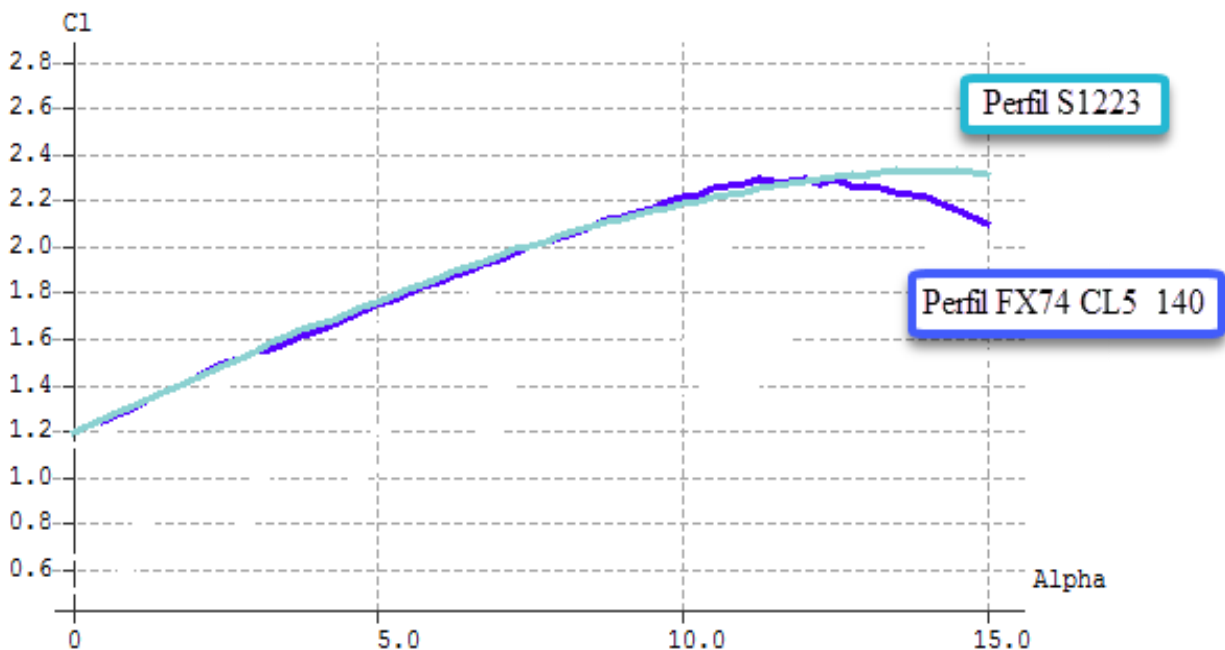


Figura 62. Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque, XFLR5

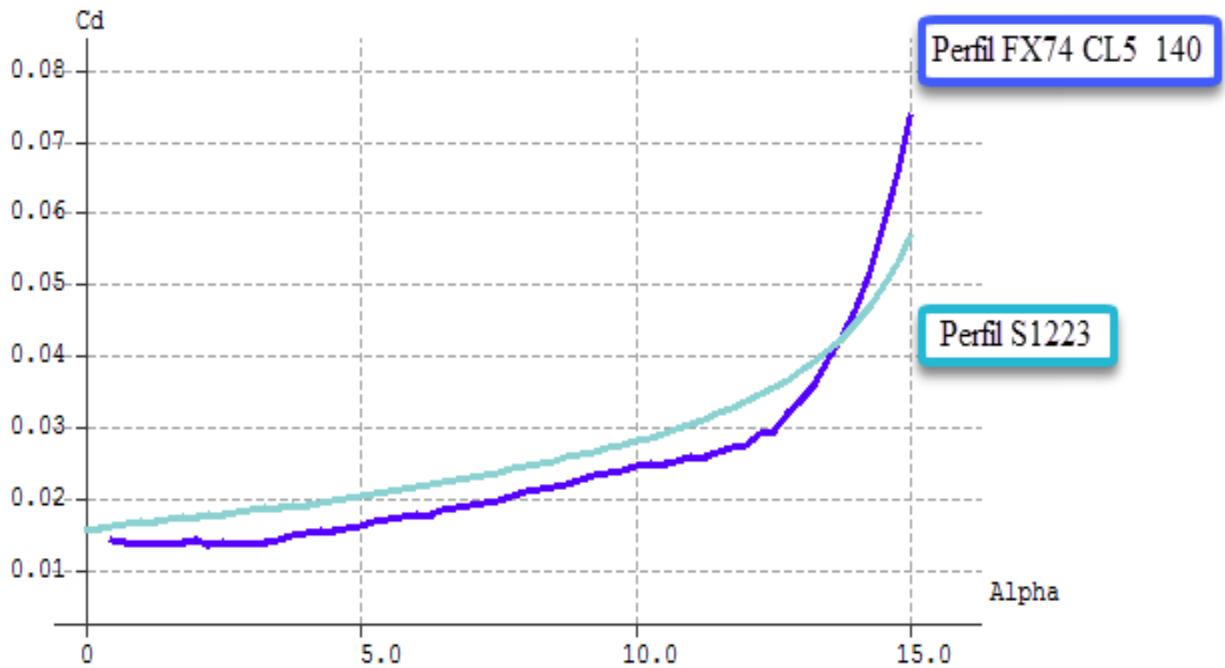


Figura 63. Coeficiente de arrastre vs ángulo de ataque, XFLR5

La geometría de los perfiles de alto levantamiento como el S1223 o el FX74 CL5 140 permite generar coeficientes de sustentación significativamente altos; ambos perfiles presentan coeficientes de sustentación mayores a 2,2 al acercarse al ángulo crítico, de manera que son perfiles que tienen un alto potencial para ser utilizados en los alerones del vehículo FSAE.

3.1.3 Comparación del XFLR5 y Ansys Fluent

A continuación se presentan las desviaciones de los coeficientes de arrastre y sustentación de los perfiles en estudio respecto a los calculados en Ansys Fluent.

Tabla 11. Comparación del perfil FX74 CL5 140 inclinado a cero grado

FX74 CL5 140 a cero grados			
	ANSYS FLUENT	XFLR5	Desviación
CD	0,027	0,020	35 %
CL	-1,08	-1,23	12 %

Tabla 12. Comparación del perfil FX74 CL5 140 inclinado a nueve grados

FX74 CL5 140 a nueve grados			
	ANSYS FLUENT	XFLR5	Desviación
CD	0,051	0,028	95 %
CL	-1,81	-2,13	15 %

Tabla 13. Comparación del perfil S1223 inclinado a cero grados

S1223 a cero grados			
	ANSYS FLUENT	XFLR5	Desviación
CD	0,025	0,015	67 %
CL	-1,12	-1,17	4 %

Tabla 14. Comparación del perfil S1223 inclinado a doce grados

S1223 a doce grados			
	ANSYS FLUENT	XFLR5	Desviación
CD	0,06	0,033	82 %
CL	-2,05	-2,26	9 %

De la comparación realizada entre los softwares, se encontró que para el coeficiente de arrastre se alcanzan a presentar desviaciones de hasta un 95 %, resultado similar al obtenido en el estudio de Meghani Pratik [30], en donde el coeficiente de arrastre también presento una diferencia importante. Sin embargo, la variación en el coeficiente de sustentación es más conservadora, con una variación máxima de un 15 %. Esto se puede atribuir al hecho de que los modelos utilizados por el software XFLR5 no contemplan los efectos viscosos en las ecuaciones de Navier–Stokes [28] , efectos que inciden directamente en los esfuerzos cortantes sobre el perfil, y por ende en la resistencia aerodinámica del mismo.

No obstante, como se mencionó anteriormente, para fines del estudio los efectos de la resistencia aerodinámica o del coeficiente de arrastre no serán decisivos para la selección de los perfiles, esto gracias a las características a las que el vehículo Fórmula SAE estará sometido en la competición, puesto que, se busca la máxima carga aerodinámica en curva y no una alta velocidad.

En conclusión, el software XFLR5 presenta buenas aproximaciones del coeficiente de sustentación y necesita un tiempo mucho menor para realizar la simulación, así como un menor coste computacional; de manera que, se recomienda utilizar esta herramienta para comparar y seleccionar los perfiles que se puedan utilizar en trabajos posteriores. Sin embargo, si se necesita de una mayor precisión en los resultados, las características y modelos que se tendrán en una herramienta de CFD aportaran mayor detalle del comportamiento esperado.

3.2 SELECCIÓN DE LOS PERFILES PARA EL ALERÓN DELANTERO Y TRASERO

Con el objetivo de seleccionar los perfiles principales que serán utilizados en el alerón delantero y trasero, se utilizara el software XFLR5 el cual, como se concluyó anteriormente, permite tener una buena aproximación respecto de los resultados de CFD, lo que permite agilizar las comparaciones y resultados.

La comparación entre los perfiles seleccionados se realizara para un mismo ángulo de ataque de 12° , de modo que permita observar la diferencia entre los resultados obtenidos. En la figura 64 se presentan las curvas obtenidas en la simulación de los perfiles utilizando el XFLR5.

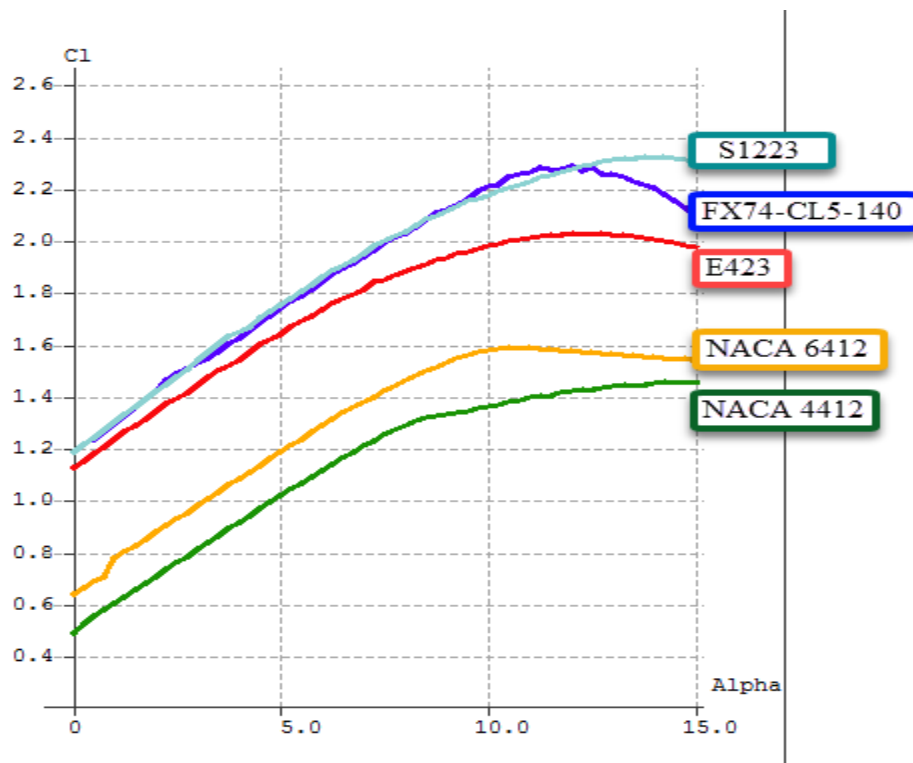


Figura 64. Coeficiente sustentación para los perfiles preseleccionados, en el XFLR5

En la tabla 15, se muestran los valores obtenidos del coeficiente de sustentación para un mismo ángulo de ataque en los diferentes perfiles.

Tabla 15. Comparación de los perfiles seleccionados

Selección de perfiles	Ángulo de inclinación	C_l
E423	12 °	-2,04
S1223	12 °	-2,26
FX74 CL5 140	12 °	-2,34
NACA 4412	12 °	-1,41
NACA 6412	12 °	-1,56

La primera observación que se obtiene de la tabla 15, es que los tres primeros perfiles son los que tienen los coeficientes de sustentación más altos, además de que justamente son estos perfiles los que entran en la categoría de perfiles de alto levantamiento. Asimismo los dos perfiles que presentan los valores más altos de sustentación fueron el FX74 CL5 140 y el S1223.

Los otros dos perfiles, el NACA 4412 y el NACA 6412, de acuerdo a las referencias utilizadas, fueron perfiles que se utilizaron como elementos complementarios, es decir, para crear alerones multielemento, es por esto que ambos perfiles no presentan un valor tan alto como los tres primeros, pero que son estos dos, los que pueden ayudar a mejorar y aumentar el ángulo de ataque para generar un mayor coeficiente de sustentación.

En definitiva, se seleccionaron los perfiles aerodinámicos S1223 y FX74 CL5 140 para ser utilizados como elementos principales de los alerones del vehículo. El perfil S1223 será utilizado en el alerón frontal y el perfil FX74 CL5 140 en el alerón trasero.

3.3 RESULTADOS PARA LOS PERFILES EN 3D

A continuación se presentan los resultados cuantitativos y cualitativos obtenidos en la simulación del alerón delantero y trasero de un vehículo FSAE. Para ambos alerones se realizaron cinco simulaciones con diferentes configuraciones de malla con el propósito de realizar una convergencia de malla y obtener una validación en el criterio de y^+ ; de las cinco

configuraciones, la última es la que presenta mayor refinamiento cerca y alrededor de los alerones.

La validación mediante el y^+ y los criterios de calidad de la malla para las últimas configuraciones, permite definir estos resultados como confiables; dado que el y^+ se encuentra por debajo de cinco como se muestra en la figura 65, y la calidad de la malla está dentro de los valores aceptables como se mostró anteriormente. Por lo tanto, se seleccionan estos valores para realizar las respectivas comparaciones y conclusiones del trabajo.

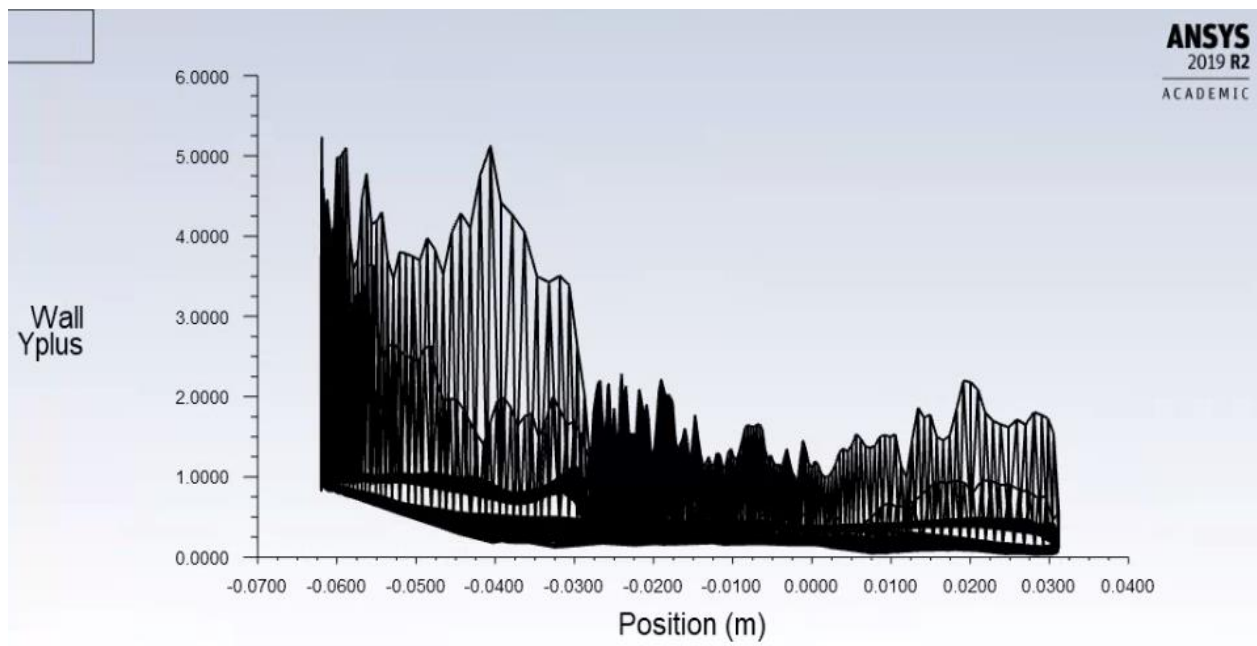


Figura 65. Validación de los resultados en 3D mediante el y^+

3.3.1 Alerón delantero

El alerón delantero es una extrusión del perfil S1223 inclinado a 12° con Endplates en ambos extremos, seleccionado de acuerdo a los resultados obtenidos en la simulación en 2D.

En la tabla 16 se presentan los resultados obtenidos del coeficiente de arrastre y sustentación para las diferentes configuraciones de malla utilizadas. La última configuración, como se mencionó anteriormente, fue seleccionada para obtener los contornos de presión y campos vectoriales de velocidad sobre el perfil; así como los resultados de carga y resistencia aerodinámica.

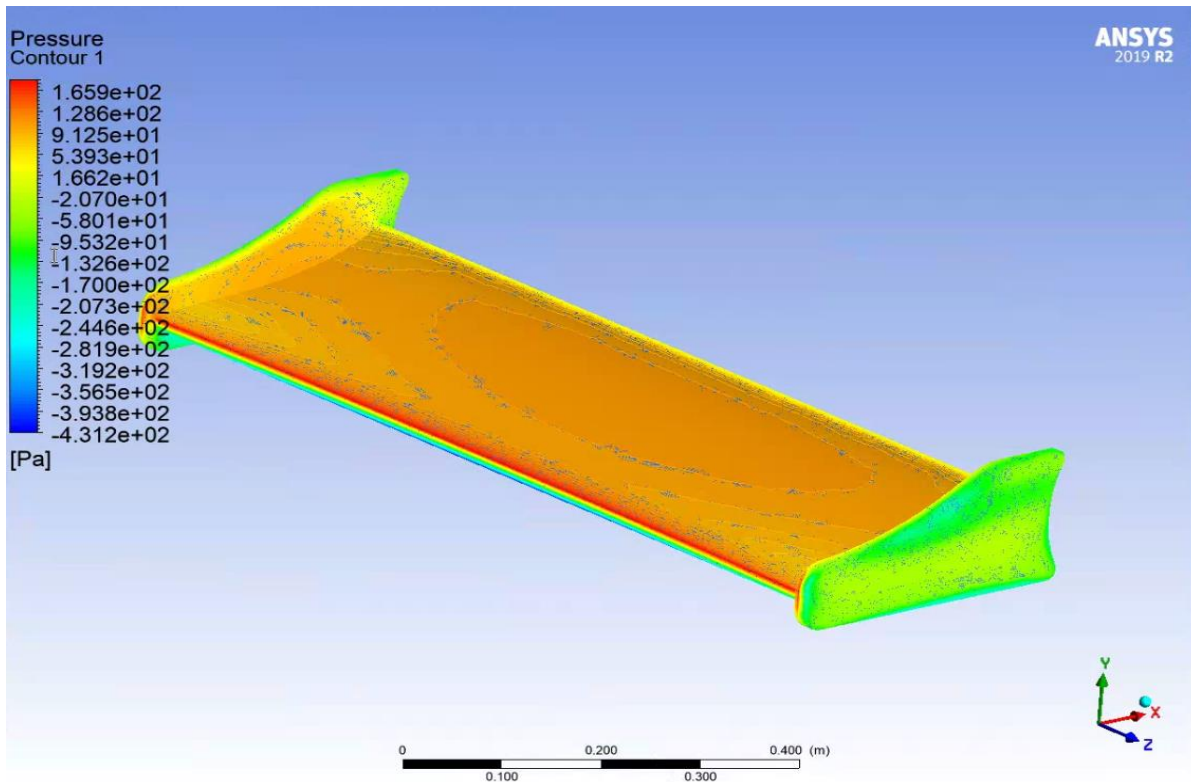
Tabla 16. Refinamiento de la malla para el alerón delantero

Alerón delantero		
Número de elementos	C_d	C_l
293.673	0,215	-1,75
1.032.169	0,215	-1,79
1.078.824	0,210	-1,76
1.129.492	0,210	-1,76
1.239.261	0,219	-1,82

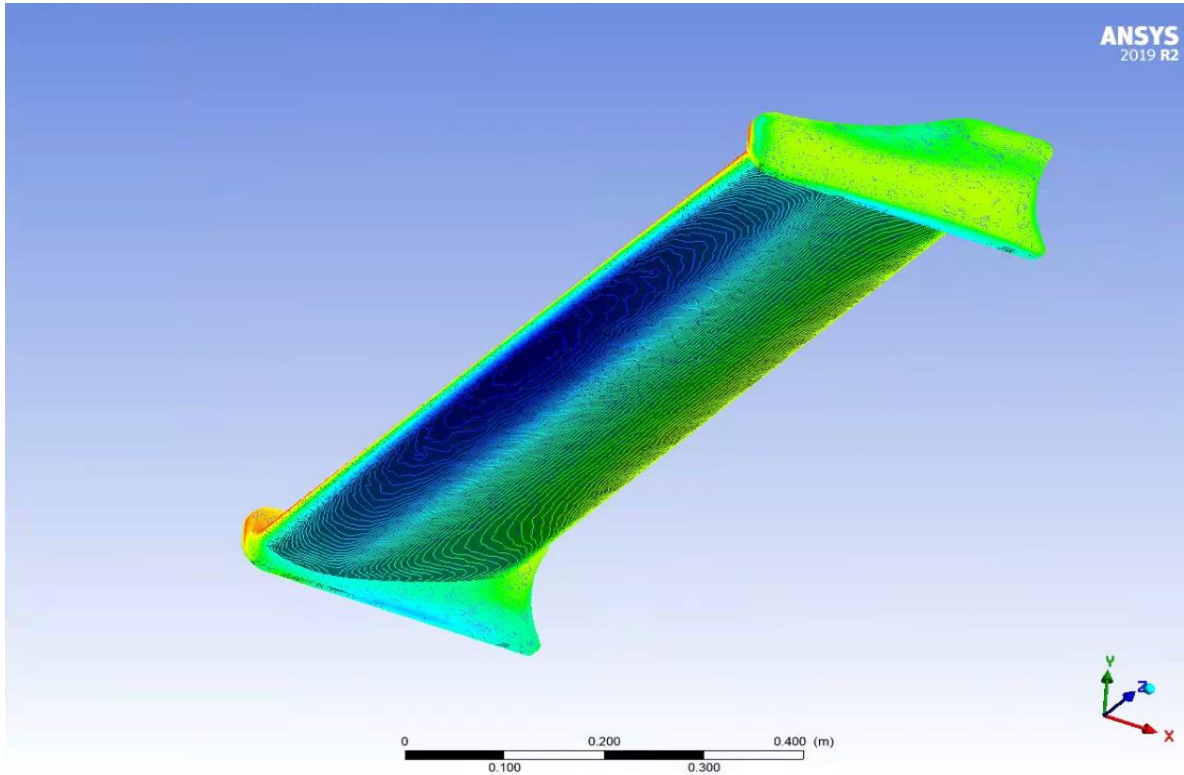
La diferencia entre el coeficiente de sustentación obtenido en el software XFLR5 y en la simulación del alerón es de 0,44; diferencia debida principalmente a la idealización del comportamiento del fluido, que como se verá más adelante, no considera los vórtices que se generan en alerón y afectan este valor.

- **Contornos de presión**

El contorno de presión de la parte superior e inferior del alerón delantero se muestra en la figura 66, la presión máxima obtenida fue de 165 Pa y la presión mínima fue de -431 Pa. En la representación cualitativa de los contornos, se observa el comportamiento esperado, es decir, que la mayor presión está en la parte superior del perfil y que la menor presión está en la parte inferior. Además se esperaba que los Endplates conservaran ambas presiones en estas zonas.



a) parte superior



b) parte inferior

Figura 66. Contornos de presión sobre el alerón delantero

En comparación con los valores obtenidos en el análisis en 2D, la presión máxima es prácticamente la misma, mientras que la presión mínima obtenida en 3D si difiere de este análisis cerca de -160 Pa.

- **Campo vectorial de velocidad**

Al igual que para los contornos de presión, la representación cualitativa de los campos vectoriales de velocidad muestran el comportamiento esperado, es decir, que en la parte inferior exista mayor velocidad que en la parte superior de los perfiles.

Para el alerón delantero mostrado en la figura 67, la velocidad máxima es de 30,6 m/s, mientras que la velocidad mínima es de 0 m/s, lo que representa una zona de estancamiento que ocurre en el Leading Edge y alrededor de la superficie del alerón donde la velocidad es cero. A diferencia de los valores obtenidos en 2D, donde la velocidad máxima fue de 33 m/s, se presentó una reducción de 2,4 m/s en este valor.

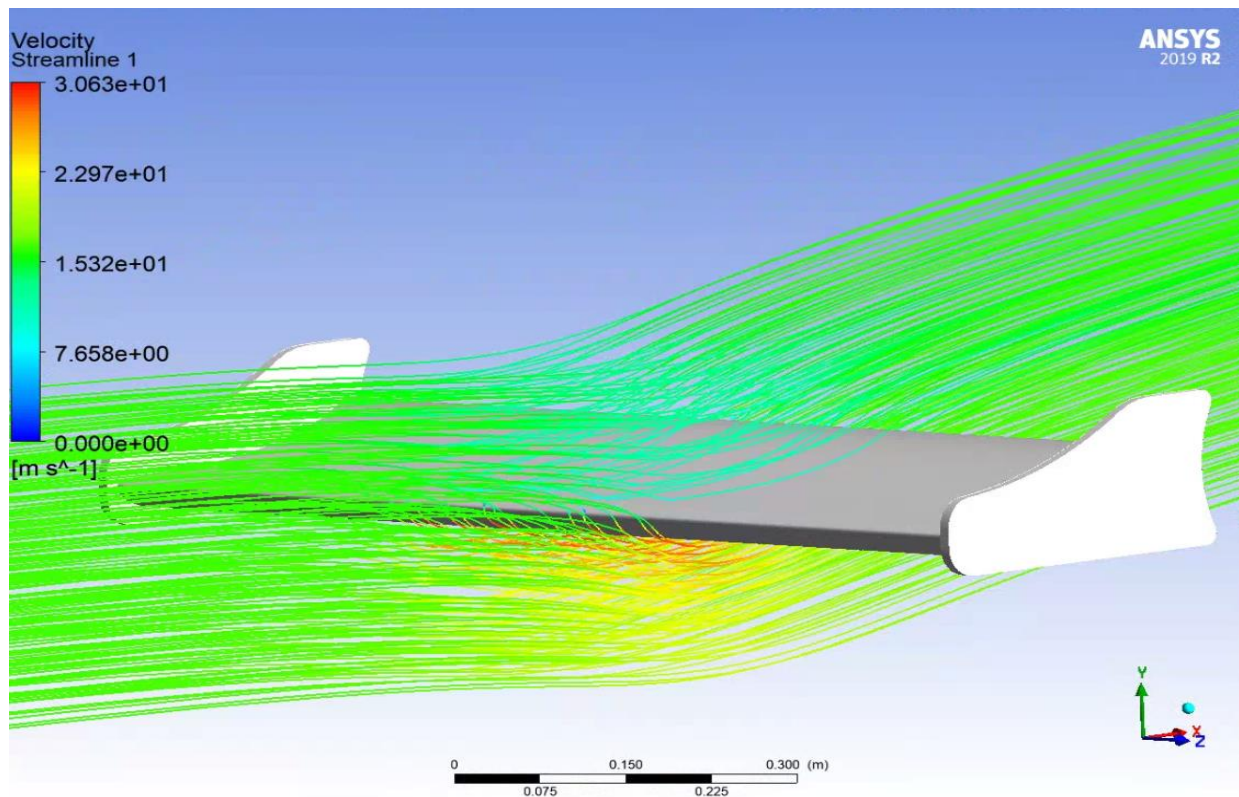


Figura 67. Campo vectorial de velocidad sobre el alerón delantero

A diferencia de la simulación en 2D donde se considera una idealización del comportamiento del alerón, se observa en la figura 68, que la diferencia de presiones entre la zona inferior y superior respecto a la atmosférica, crea vórtices o remolinos que afectan de forma significativa las condiciones de flujo y por lo tanto, los valores obtenidos de arrastre y sustentación.

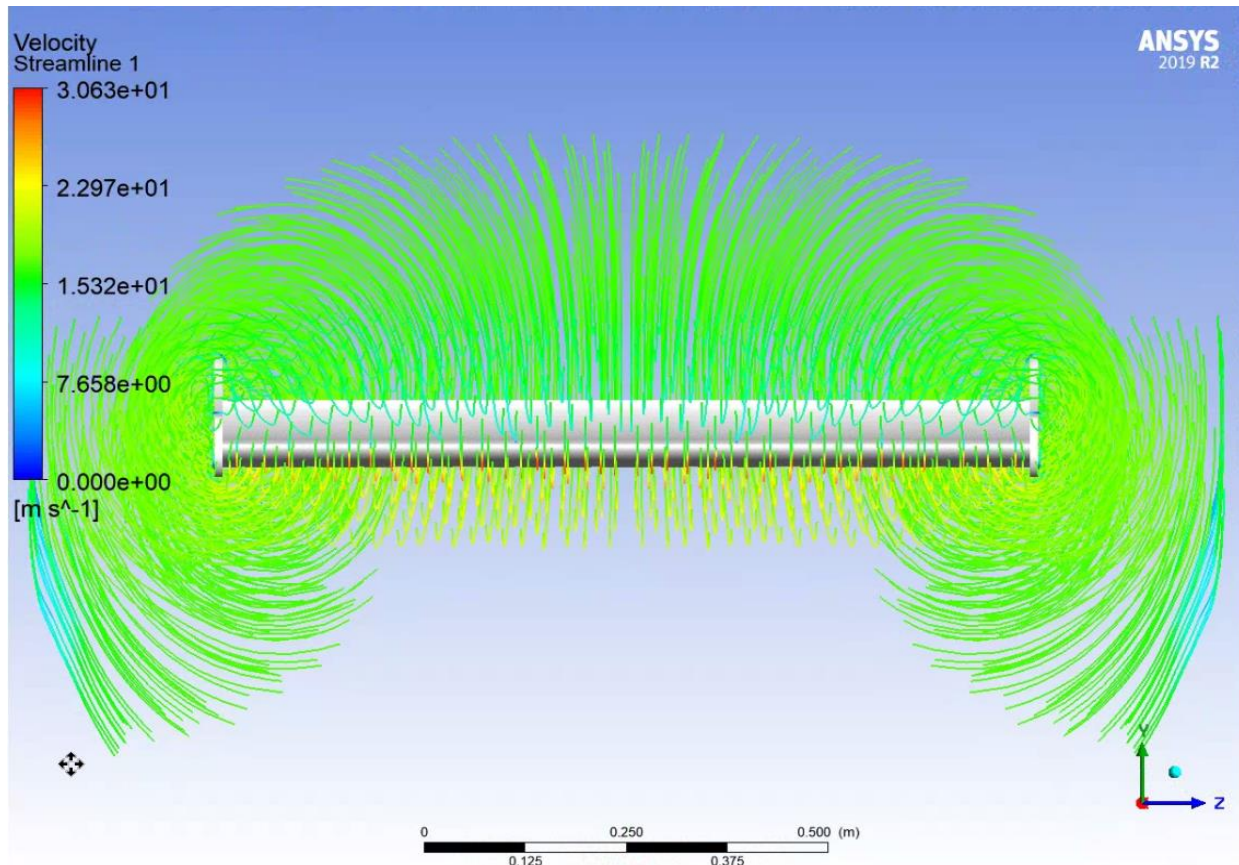


Figura 68. Campo vectorial de velocidad sobre el alerón delantero, vista frontal

3.3.2 Alerón trasero

En lo que respecta al alerón trasero, este está creado a partir de la extrusión del perfil FX74 CL5 140 inclinado a 12° con Endplates en ambos extremos, también seleccionado de acuerdo a los resultados obtenidos en la simulación en 2D.

En la tabla 17 se presentan los resultados obtenidos del coeficiente de arrastre y sustentación para las diferentes configuraciones de malla utilizadas. La última configuración, como se mencionó anteriormente, fue seleccionada para obtener los contornos de presión y campos vectoriales de velocidad sobre el perfil; así como los resultados de carga y resistencia aerodinámica.

Tabla 17. Refinamiento de la malla para el alerón trasero

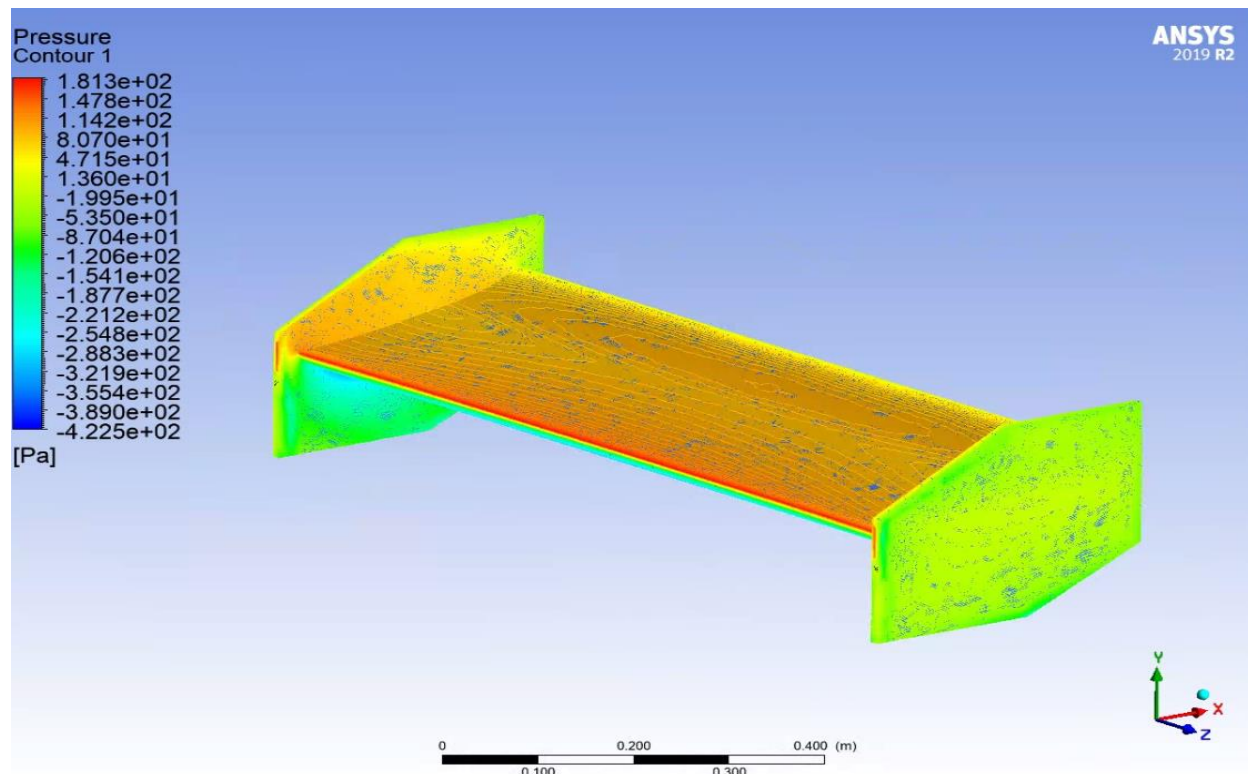
Alerón trasero		
Número de elementos	C_d	C_l
395.651	0,187	-1,74
1.378.540	0,184	-1,77
1.426.305	0,184	-1,77
1.471.159	0,194	-1,88
1.651.945	0,184	-1,78

La diferencia en los valores obtenidos entre el software XFLR5 y la simulación del alerón trasero para el coeficiente de sustentación es de 0,56; y al igual que para el alerón delantero, esta diferencia se debe principalmente a la idealización de la simulación en el software XFLR5.

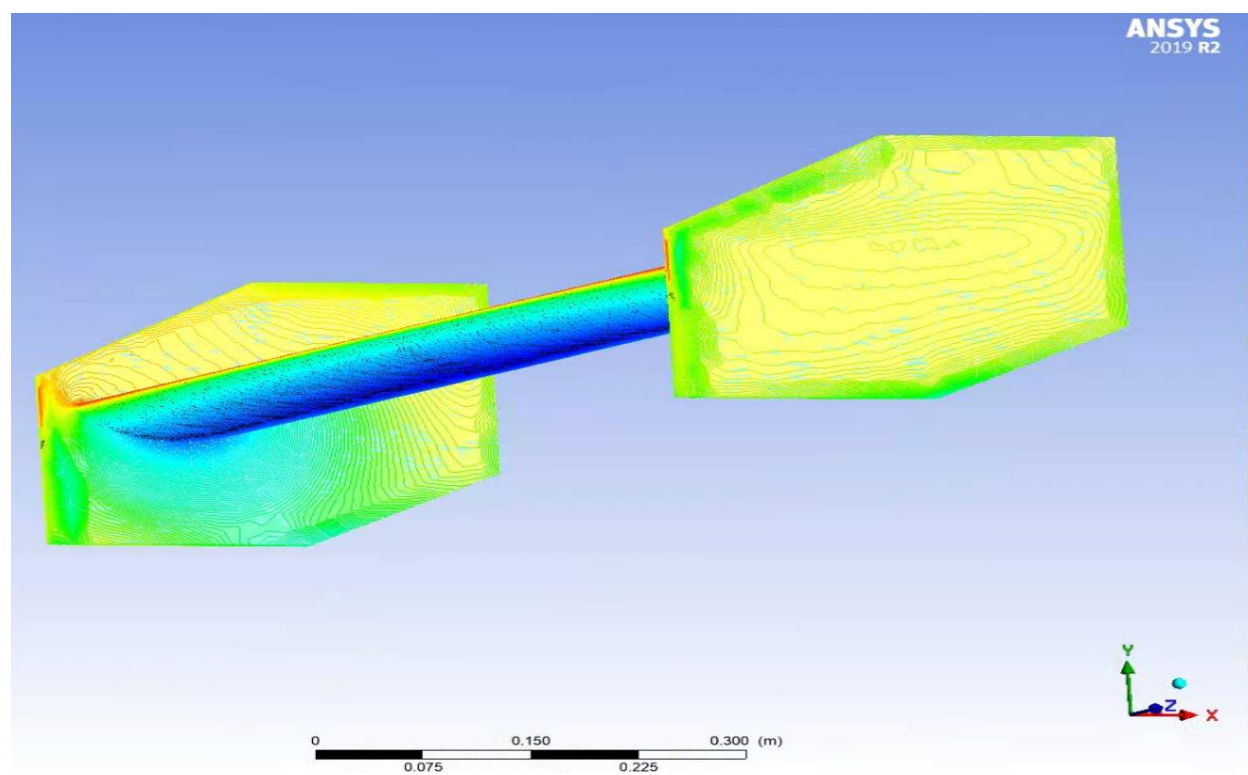
- **Contornos de presión**

El contorno de presión de la parte superior e inferior del alerón trasero se muestra en la figura 69, la presión máxima obtenida fue de 181 Pa y la presión mínima fue de -422 Pa. En La representación cualitativa de los contornos, se observa el comportamiento esperado, es decir, que la mayor presión está en la parte superior del perfil y que la menor presión está en la parte inferior. Además se esperaba que los Endplates conservaran ambas presiones en estas zonas.

La diferencia de presiones entre el alerón delantero y trasero es de 16 Pa para la presión máxima y de -9 Pa para la presión mínima. Diferencia que permite aumentar de manera significativa la carga aerodinámica.



a) parte superior



b) parte inferior

Figura 69. Contorno de presión sobre el alerón trasero

- **Campo vectorial de velocidad**

Al igual que para los contornos de presión, la representación cualitativa de los campos vectoriales de velocidad muestran el comportamiento esperado, es decir, que en la parte inferior exista mayor velocidad que en la parte superior de los perfiles.

Para el alerón trasero mostrado en la figura 70, la velocidad máxima es de 30,4 m/s, mientras que la velocidad mínima es de 0 m/s, lo que representa una zona de estancamiento que ocurre en el Leading Edge y alrededor de la superficie del alerón donde la velocidad es cero. La diferencia de velocidades máximas entre el alerón delantero y trasero es de 0,2 m/s.

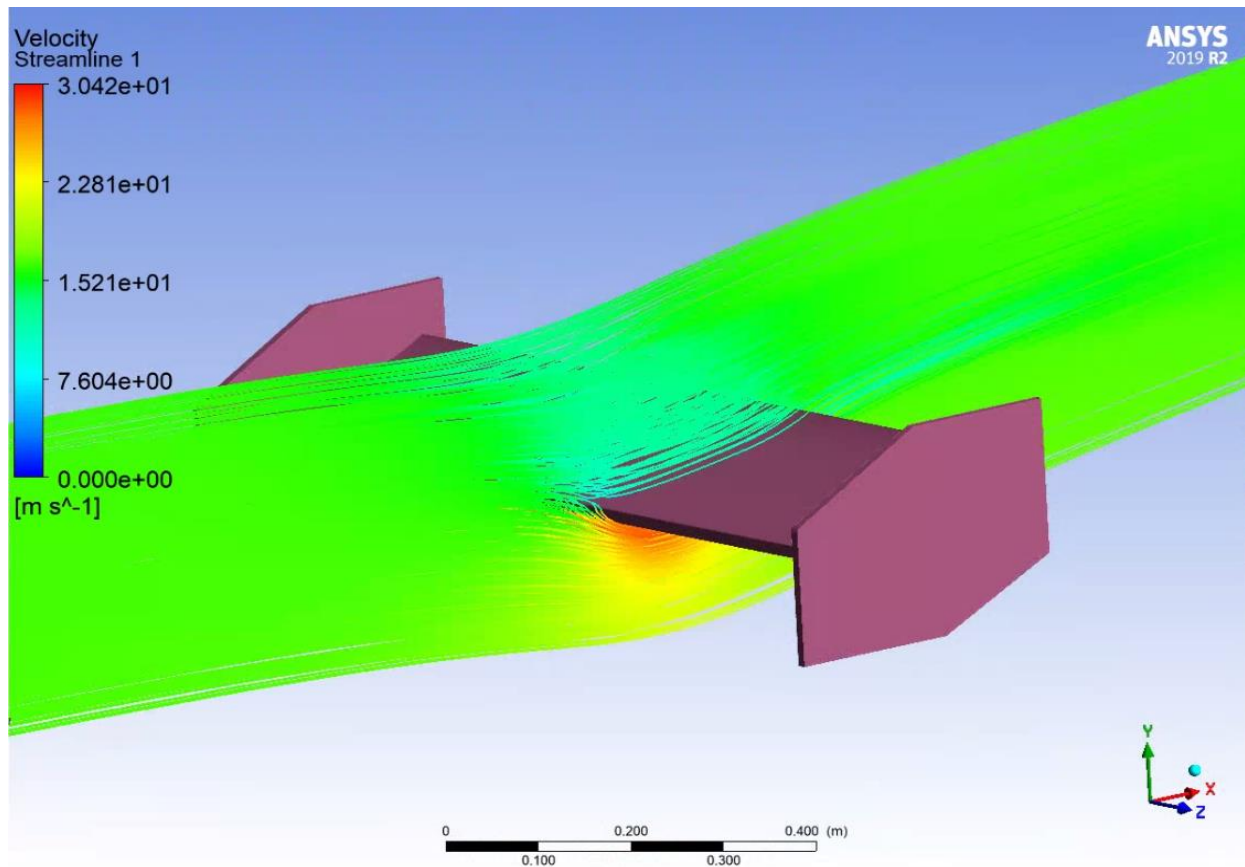


Figura 70. Campo vectorial de velocidad sobre el alerón trasero

De la misma forma que para el alerón delantero, se observa en la figura 71 que la diferencia de presiones entre la zona inferior y superior respecto a la atmosférica, crea vórtices o remolinos que

afectan de forma significativa las condiciones de flujo y por lo tanto, los valores obtenidos de arrastre y sustentación.

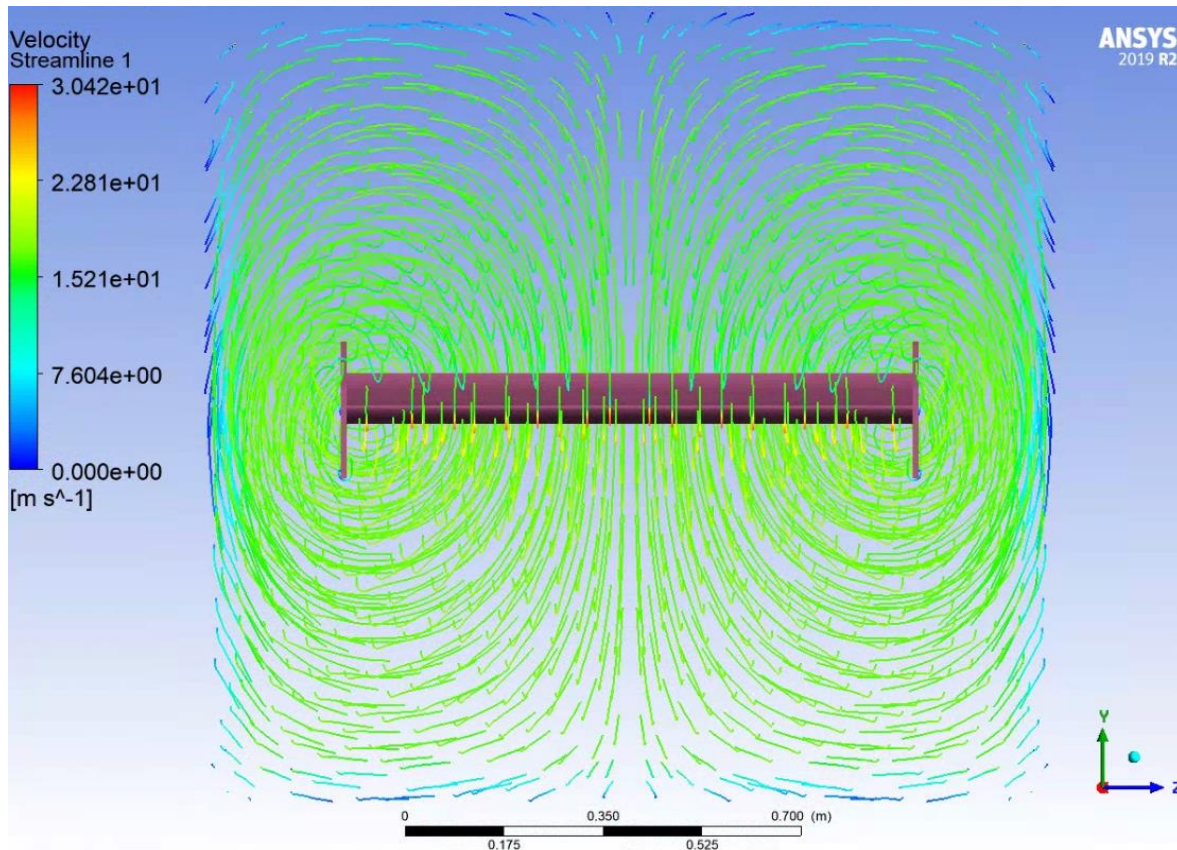


Figura 71. Campo vectorial de velocidad sobre el alerón trasero, vista frontal

3.3.3 Fuerzas sobre los alerones

Los valores obtenidos de carga y resistencia aerodinámica para el alerón delantero y trasero se presentan en la tabla 18. La diferencia entre ambos alerones para cada valor es de menos de 1 N, aunque es importante conocer que para el alerón trasero las condiciones reales del flujo al momento de incidir sobre el alerón son turbulentas, lo que afecta considerablemente los resultados de carga y resistencia aerodinámica. Es por esto que, estos valores presentados en la tabla 18 para el caso del alerón trasero, solo se debe considerar solo como una referencia y se recomienda realizar una simulación con condiciones de flujo aproximadas o con el modelo completo del vehículo FSAE para obtener valores más cercanos a los reales.

Tabla 18. Carga y resistencia aerodinámicas sobre los alerones

	Carga aerodinámica	Resistencia aerodinámica
Alerón delantero	46,439 N	5,598 N
Alerón trasero	45,512 N	4,698 N

Finalmente, los perfiles seleccionados para ambos alerones presentan un punto de partida en lo que respecta a la carga y resistencia aerodinámica. Se espera que, a medida que se pueda mejorar el ángulo de ataque, aumenten los valores del efecto suelo, el número de elementos y el tamaño permitiendo generar la mayor cantidad de downforce posible.

4. CONCLUSIONES, RECOMENDACIONES Y TRABAJOS POSTERIORES

4.1 CONCLUSIONES

- La investigación sobre los perfiles aerodinámicos y el uso de un software de simulación computacional, permitió definir y conocer los conceptos necesarios para establecer que fuerzas actúan sobre un perfil y sobre cómo se podrían obtener al seguir una metodología en una herramienta de CFD. Estas fuerzas se obtienen a partir de los valores del coeficiente de arrastre y el coeficiente de sustentación, valores que definen y que pueden ser modificados al incorporar otros elementos al perfil; el aumento o disminución de dichas fuerzas permitirá mejorar las condiciones de conducción, el tiempo total en la pista y la velocidad máxima..
- Definir una ruta de trabajo en el proceso de simulación computacional para los análisis en 2D y 3D, permitió conocer consideraciones y suposiciones necesarias que definieron la forma de configurar y analizar los alerones, así como, la incorporación de valores o resultados de referencia, permitió establecer una certeza y confiabilidad sobre los resultados obtenidos.
- Las consideraciones geométricas, iniciales y de frontera fueron fundamentales durante el proceso de simulación de los perfiles aerodinámicos en 2D y 3D, ya que establecieron la forma en la que se representan las condiciones reales de operación al definir el estado físico y locativo del modelo en estudio. La utilización de una malla y de diferentes herramientas de refinamiento, junto con la aplicación de modelos matemáticos, definió la manera en la que se realizaría la simulación.
- Con base en los resultados obtenidos mediante CFD y el software XFLR5 para seleccionar el perfil que utilizará el vehículo FSAE eléctrico, se estableció que las simulaciones en 2D y la utilización del software XFLR5 permiten reducir el tiempo y coste computacional, así como comparar y seleccionar los diferentes modelos y configuraciones. También se estableció que el perfil S1223 se utilizaría en el alerón frontal y el perfil FX74 CL5 140 en el alerón trasero.

4.2 RECOMENDACIONES

- Es necesario en todo el proceso de simulación realizar una –“limpieza”- de la geometría que se utilizará en el análisis; ya que, de esta forma, se evitarán inconvenientes para la creación del mallado y para la convergencia en la simulación. También es muy importante revisar los criterios de validación como la calidad de la malla o él y plus para obtener valores certeros y confiables.
- Se debe contar con estudios o valores experimentales del fenómeno estudiado, con el fin de analizar y comparar los resultados obtenidos, y de ser necesario, tomar otras consideraciones u opciones. No solo en un área en particular sino también en diferentes áreas de estudio o en diferentes aplicaciones se puede encontrar información útil que permite solucionar diferentes retos a lo largo del proyecto. Es así como, la información, el análisis propio de los resultados y la persistencia, permitirán avanzar cada vez más en la solución de cada proyecto que se realice.

4.3 TRABAJOS POSTERIORES

- Definir las dimensiones máximas de envergadura y longitudes de cuerda para ambos alerones de acuerdo con las reglas de la competencia, con el objetivo de aumentar la carga aerodinámica en el vehículo; así como, considerar en las simulaciones de los alerones las condiciones de presión y densidad de la pista donde se competirá.
- Estudiar y simular el efecto suelo generado sobre el alerón delantero cuando este se encuentra ubicado sobre el vehículo, con el objetivo de conocer y definir los valores de carga aerodinámica máxima posible bajo estas condiciones y una altura apropiada que permita un flujo sobre los demás elementos aerodinámicos.
- Analizar y definir el número de elementos que se pueden utilizar en el alerón delantero y trasero, con el propósito de aumentar el ángulo de ataque y de esta manera mejorar la carga aerodinámica.
- Diseñar y simular un modelo que permita mejorar las características de los endplates con el objetivo de reducir su tamaño y peso.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] F. Ansari, “Aerodynamics Design of Formula SAE Race Car”, *Sci. J. Impact Factor*, vol. 2, núm. 9, pp. 77–86, 2015.
- [2] I. Oxyzoglou, “Design & Development of an Aerodynamic Package for a FSAE Race Car”, University of Thessaly, 2017.
- [3] P. B. Meederira, “Aerodynamic development of a IUPUI Formula SAE specification car with Computational Fluid Dynamics(CFD) analysis Ponnappa Bheemaiah Meederira, Indiana- University Purdue- University. Indianapolis”, University Indianapolis, 2014.
- [4] D. H. J. Willemsen, “CFD-based aerodynamic optimisation of a 2D race car diffuser”, Eindhoven University of Technology, 2012.
- [5] D. G. Lendínez, “Aerodynamic Design of Formula Student Car”, University Carlos III of Madrid July, 2013.
- [6] C. Gherardelli, “Capa límite”, en *Mecánica de Fluidos*, Universidad de Chile, 2007, pp. 116–131.
- [7] H. Dahlberg, “Aerodynamic development of Formula Student race car”, KTH Vetenskap Och Konst, 2014.
- [8] J. Katz, *Race Car Aerodynamics Designing for Speed Engineering and Performance*. Massachusetts, Cambridge: Bentley Publishers, 1995.
- [9] Formula1Atmosphere, “▷ DRS F1: significado, usos y definición”, 2018. [En línea]. Disponible en: <https://www.formula1atmosphere.com/aerodinamica/drs-drag-reduction-system/>. [Consultado: 03-ene-2020].
- [10] Shreyas Vaidya y Chinmay Kulkarni, “Aerodynamic Development of a Formula Sae Car: Initial Design Stage”, *Int. J. Eng. Res.*, vol. V6, núm. 12, pp. 14–18, 2017.
- [11] A. Prasanth, S. Biswal, A. Gupta, y A. Barodawala, “Complete design and optimization of the aerodynamics of a FSAE car using solid works ANSYS & XFLR5”, *Lect. Notes Eng. Comput. Sci.*, vol. 2, pp. 961–965, 2016.
- [12] S. Gupta y K. Saxena, “Aerodynamics Analysis of a Formula Sae Car”, pp. 880–885.
- [13] “Airfoil Tools”. [En línea]. Disponible en: <http://airfoiltools.com/>. [Consultado: 18-oct-2019].

- [14] ANSYS, “Solver Settings Customer Training Material”, núm. December. pp. 1–32, 2010.
- [15] “FLUENT - Flow over an Airfoil- Step 1 - SimCafe - Dashboard”. [En línea]. Disponible en: <https://confluence.cornell.edu/display/SIMULATION/FLUENT+-+Flow+over+an+Airfoil+-+Step+1>. [Consultado: 25-oct-2019].
- [16] S. Hetawal, M. Gophane, B. K. Ajay, y Y. Mukkamala, “Aerodynamic study of formula SAE car”, *Procedia Eng.*, vol. 97, pp. 1198–1207, 2014.
- [17] H. Schlichting, *Boundary layer theory*, Seventh ed. Braunschweig, Germany: McGraw-Hill, 1979.
- [18] A. Solleiro Bellón, “Protocolo de cálculo CFD de coeficientes de transferencia de calor por convección en recintos”, Universidad de Sevilla, 2013.
- [19] S. Thabet y T. H. Thabit, “CFD Simulation of the Air Flow around a Car Model (Ahmed Body)”, *Int. J. Sci. Res. Publ.*, vol. 8, núm. 7, p. 8, 2018.
- [20] E. F. Barrera, F. A. Aguirre, S. Vargas, y E. D. Martínez, “Influence of y plus on the value of the wall shear stress and the total drag coefficient through computational fluid dynamics simulations”, *Inf. Tecnol.*, vol. 29, núm. 4, pp. 291–303, 2018.
- [21] M. A. Dharmawan, Ubaidillah, A. A. Nugraha, A. T. Wijayanta, y B. A. Naufal, “Aerodynamic analysis of formula student car”, *AIP Conf. Proc.*, vol. 1931, 2018.
- [22] Fluent Inc, “Chapter 10. Modeling Turbulence”, en *Fluent user guide*, 2001, p. 102.
- [23] Ansys, “Modeling of Turbulent Flows”, *Fluent user Guid.*, p. 49, 2006.
- [24] M. Arianezhad, “Numerical study and optimization of a GT Car Rear-Wing Aerodynamics”, Universitat Politècnica de Catalunya, 2015.
- [25] M. Drela, “XFOIL: An analysis and design system for low reynolds number airfoils”, *Low Reynolds Number Aerodynamics*. Massachusetts, Cambridge, p. 12, 1989.
- [26] M. N. Vienne, “Traducción al Español del Documento Guidelines for XFLR5 v6.03 1/72 February 2011”, San Clemente, 2011.
- [27] L. F. Mollá y M. V. Coello, “XFLR5 v4.17 software de análisis de perfiles, planos y aviones: estudio y diseño de un CN-235”, Universidad Carlos III, 2012.
- [28] J. S. Sánchez Rodríguez, “Analysis of Flow Separation Over Aerodynamic Airfoils”, Universidad Carlos III de madrid, 2014.
- [29] XFLR5, “Apéndice C”, en *XFLR5*, Sevilla: Universidad de Sevilla, p. 11.

- [30] P. Meghani, “A 2d aerodynamic study on morphing of the naca 2412 aerofoil”, pp. 56–65, 2019.
- [31] SAE International, “Formula SAE Rules 2019”, 2018. [En línea]. Disponible en: <https://www.sae.org/attend/student-events>.

ANEXOS

ANEXO A. Reglamento Fórmula SAE 2019

En vista planta o superior, el alerón no puede estar 700 mm por delante de la cara frontal de las ruedas delanteras y no puede ser más ancho que la cara externa de las ruedas delanteras, ver figura 72. Desde la vista frontal del vehículo, cualquier elemento en la parte frontal que se encuentre por encima de 250 mm medidos a partir del suelo, no está permitido.

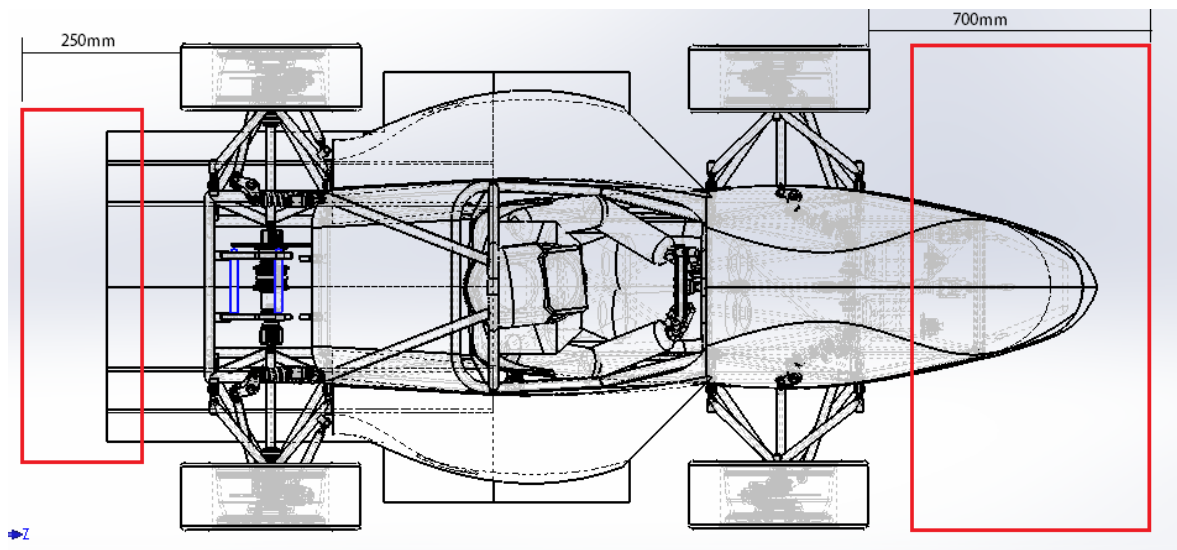


Figura 72. Reglamento para los elementos aerodinámicos, vista superior o planta

En la parte trasera del vehículo, desde una vista planta o superior, el alerón debe estar 250 mm por detrás de la parte trasera de las rueda posteriores y en una vista lateral, ningún elemento aerodinámico incluyendo Endplates puede estar a más de 1,2 m sobre el suelo, figura 73.

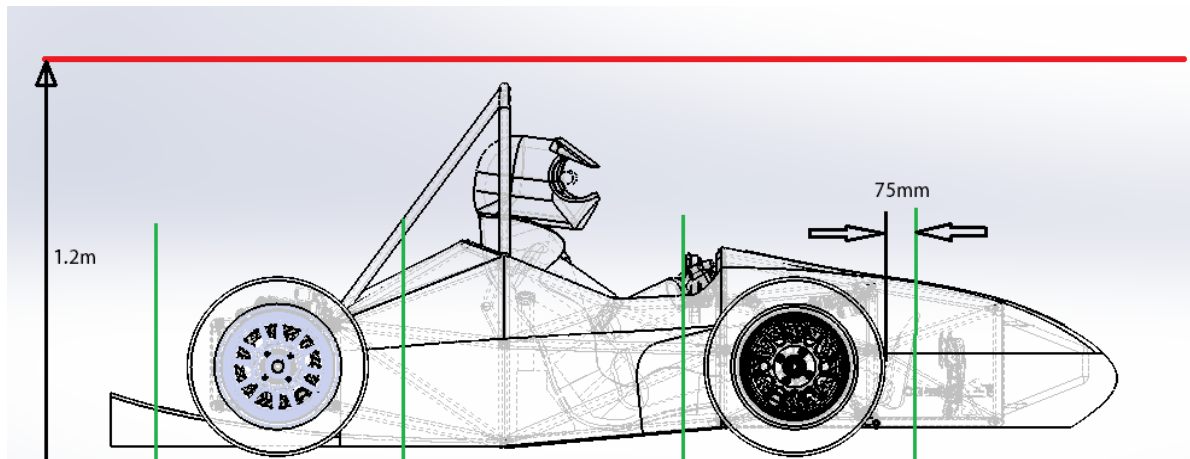


Figura 73. Reglamento para los elementos aerodinámicos, vista lateral

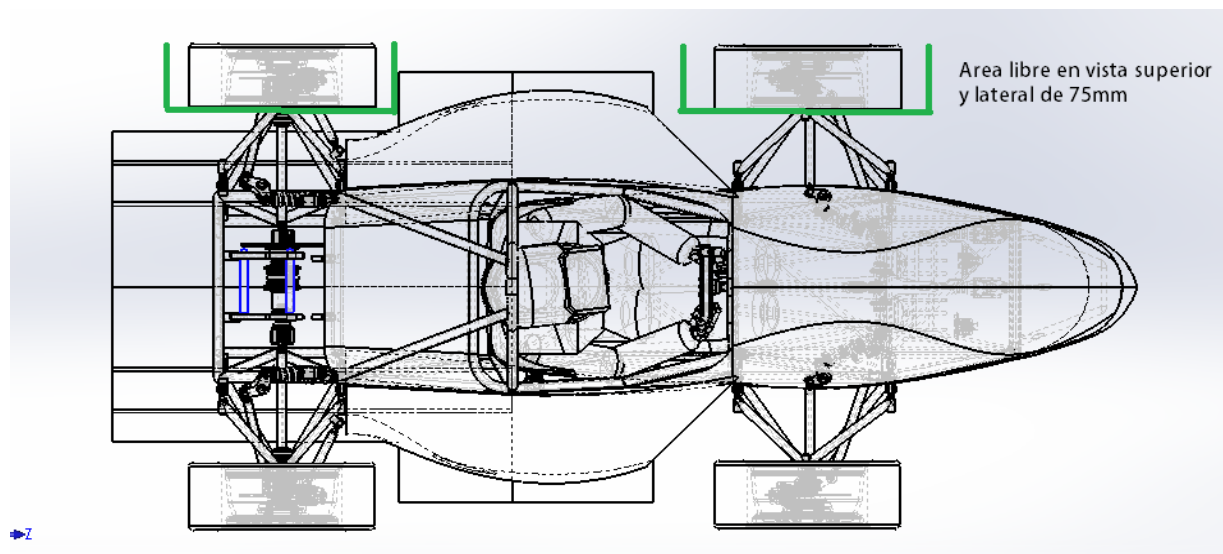


Figura 74. Reglamento para los elementos aerodinámicos, distancia mínima cerca de las ruedas

Como consideración final, los radios mínimos de los bordes del alerón, de acuerdo a su orientación y si este puede tener o no contacto con un peatón, deben tener un radio mínimo de 5 mm para los bordes horizontales y de 3 mm para bordes verticales [31].